

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta elektrotechniky
a komunikačních technologií

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA ELEKTROTECHNIKY
A KOMUNIKAČNÍCH TECHNOLOGIÍ**

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION

ÚSTAV TELEKOMUNIKACÍ

DEPARTMENT OF TELECOMMUNICATIONS

**REALIZACE LÉTAJÍCÍ PLATFORMY PRO MĚŘENÍ VÝDRŽE
NA BATERII**

AERIAL PLATFORM FOR FLIGHT TIME MEASUREMENTS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Tibor Schneider

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jiří Pokorný

BRNO 2019

Bakalářská práce

bakalářský studijní obor **Teleinformatika**

Ústav telekomunikací

Student: Tibor Schneider

ID: 195433

Ročník: 3

Akademický rok: 2018/19

NÁZEV TÉMATU:

Realizace létající platformy pro měření výdrže na baterii

POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:

Cílem bakalářské práce bude realizovat létající platformu pro účely testování výdrže UAV (Unmanned Aerial Vehicle) na baterii při různých hmotnostech zátěže a různých kapacitách baterie. Nejprve bude sestavena létající platforma, která bude následovně otestována. Platforma musí být připravena pro automatizované lety. Dále budou vytvořeny scénáře pro automatizovaný let s různými parametry zátěží. Bude vytvořen simulátor doby letu v libovolném programovacím jazyce, který bude počítat výdrž UAV na baterii v závislosti na parametrech hardware a na povětrnostních podmínkách. Také bude uvažován scénář využívající větší množství UAV. Simulované hodnoty budou porovnány s měřeními a výsledky budou diskutovány.

DOPORUČENÁ LITERATURA:

[1] SADRAEY, Mohammad. Unmanned Aircraft Design: A Review of Fundamentals. Synthesis Lectures on Mechanical Engineering, 2017, 1.2: i-193.

[2] URE, N. Kemal, et al. An automated battery management system to enable persistent missions with multiple aerial vehicles. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20.1: 275-286.

Termín zadání: 1.2.2019

Termín odevzdání: 27.5.2019

Vedoucí práce: Ing. Jiří Pokorný

Konzultant:

prof. Ing. Jiří Mišurec, CSc.
předseda oborové rady

UPOZORNĚNÍ:

Autor bakalářské práce nesmí při vytváření bakalářské práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

ABSTRAKT

Bakalárska práca sa zaoberá vytvorením matematického modelu a realizáciou lietajúcej platformy. Následne porovnáva výsledky z matematického modelu, ktorý simuluje dobu letu s výsledkami, ktoré boli namerané so skonštruovanou lietajúcou platformou. V prvej časti práce sú predstavené lietajúce platformy, kde je ich sféra využitia a aké typy poznáme. Za účelom vytvorenia skriptu bol vybraný jazyk Matlab. V druhej časti je vysvetlený princíp matematického modelu, sú tam vyobrazené grafy, ktoré vysvetľujú pôsobenie síl pri pohybe UAV. Nachádzajú sa tam časové závislosti doby vznášania sa UAV na prekonanej vzdialenosti, rôznej hmotnosti UAV či vonkajšej teploty prostredia. Na konci sa nachádza aj výsledné porovnanie teoretických výpočtov s nameranými časovými hodnotami. Podľa výpočtov a meraní bolo optimálnejšie letieť rýchlosťou 4 m/s ako pomaly rýchlosťou 1 m/s . Vzdialenosť 1000 m už bola podľa výpočtov pomerne hraničná, preto boli merania realizované do vzdialenosti maximálne 600 m.

KĽÚČOVÉ SLOVÁ

Dron, UAV, lietajúca, bezpilotná, batéria, výdrž, vozidlo, Matlab, multikoptéra

ABSTRACT

The bachelor thesis elaborates on creating a mathematical model and realisation of a flying platform. Consequently, it compares results from the mathematical model which simulates flight duration with results which were measured with constructed flying platform. In the first part of the thesis, flying platforms are introduced and also the usability range and what types exist. Matlab was chosen as a language to create the script. In the second part, principle of the mathematical model is explained, graphs which explain power influence in UAV movement are presented. There are time dependences of hovering time on different UAV weight, flight distance or outside environment temperature. In the end, there is final comparison of theoretical calculations with measured time values. According to the calculations and measurements, it is more optimal to fly with a speed of 4 m/s rather than 1 m/s . According to the calculations, distance of 1000 m was on the limit, therefore, the measurements were conducted within the range of 600 m.

KEYWORDS

Drone, UAV, flying, unmanned, battery, endurance, vehicle, Matlab, multicopter

SCHNEIDER, Tibor. *Realizace létající platformy pro měření výdrže na baterii*. Brno, 2019, 55 s. Bakalárska práca. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Ústav telekomunikací. Vedúci práce: Ing. Jiří Pokorný

VYHLÁSENIE

Vyhlasujem, že som svoju bakalársku prácu na tému Realizace UAV pro měření výdrže na baterii vypracoval samostatne pod vedením vedúceho bakalárskej práce, využitím odbornej literatúry a ďalších informačných zdrojov, ktoré sú všetky citované v práci a uvedené v zozname literatúry na konci práce.

Ako autor uvedenej bakalárskej práce ďalej vyhlasujem, že v súvislosti s vytvorením tejto bakalárskej práce som neporušil autorské práva tretích osôb, najmä som nezasiahol nedovoleným spôsobom do cudzích autorských práv osobnostných a/alebo majetkových a som si plne vedomý následkov porušenia ustanovenia § 11 a nasledujúcich autorského zákona Českej republiky č. 121/2000 Sb., o práve autorskom, o právach súvisiacich s právom autorským a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon), v znení neskorších predpisov, vrátane možných trestnoprávných dôsledkov vyplývajúcich z ustanovenia časti druhej, hlavy VI. diel 4 Trestného zákoníka Českej republiky č. 40/2009 Sb.

Brno

.....

podpis autora

POĎAKOVANIE

Rád by som poďakoval vedúcemu bakalárskej práce pánovi Ing. Jiřímu Pokornému za odborné vedenie, konzultácie, trpezlivosť a podnetné návrhy k práci.

Brno

.....

podpis autora

POĎAKOVANIE

Výzkum popsaný v tejto bakalárskej práci bol realizovaný v laboratóriách podporených projektom SIX; registračné číslo CZ.1.05/2.1.00/03.0072, operačný program Výzkum a vývoj pro inovace.

Brno

.....
podpis autora

Obsah

Úvod	11
1 Teoretická časť	12
1.1 Motivácia	12
1.2 Prehľad literatúry a súvisiaca výskumná činnosť	12
1.3 Bezpilotné lietajúce zariadenie – UAV	14
1.3.1 Konštrukčné koncepty UAV	14
1.3.2 Princíp letu	17
1.3.3 Potenciál využitia UAV v priemysle	18
1.4 Základné komponenty kvadrokoptéry	19
1.4.1 Riadiaca jednotka	19
1.4.2 Telo	20
1.4.3 Motor	20
1.4.4 Vrtule	21
1.4.5 Regulátor	21
1.5 Akumulátory UAV	21
1.5.1 Typy akumulátorov	21
1.5.2 Spôsoby predlžovania letu	22
2 Praktická časť	25
2.1 Návrh UAV	25
2.1.1 Riadiaca jednotka	25
2.1.2 Telo	26
2.1.3 Motor	26
2.1.4 Vrtule	27
2.1.5 Regulátor	28
2.1.6 Akumulátor	28
2.2 Matematický model	29
2.2.1 Fázy letu	30
2.3 Výsledky matematického modelu	34
2.3.1 Simulácie	34
2.3.2 Výsledky reálnych letových testov	41
2.3.3 Porovnanie výsledkov meraní letových testov a teoretických výstupov z matematického modelu	41
3 Záver	43
Zoznam symbolov, veličín a skratiek	44

Literatúra	46
A Výpis kódu v prostredí Matlab	49
A.1 Testovanie výdrže batérie UAV	49

Zoznam obrázkov

1.1	Modelová situácia pre využitie UAV ako antény LTE signálu.	12
1.2	Trikoptéra.	15
1.3	Kvadroptéra „+“, „X“, „H“.	16
1.4	Hexakoptéra „+“, „X“.	17
1.5	Oktokoptéra „+“, „X“.	17
2.1	Pixhawk 2.4.8.	25
2.2	Kompletná konštrukcia UAV, s ktorým boli vykonané merania.	26
2.3	Motor EMAX MT221 KV935.	27
2.4	Vrtule 8x4,5 CW aj CCW.	28
2.5	Regulátor GPX extreme 30 A.	28
2.6	Gens Ace 14,8 V 4000 mAh 25 C.	29
2.7	Graf závislosti prúdového odberu jedného motora na nosnosti.	30
2.8	Pohybový model pre stúpanie.	31
2.9	Pohybový model pre horizontálny let.	32
2.10	Pohybový model pre vznášanie.	33
2.11	Pohybový model pre klesanie	33
2.12	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 100 m a hmotnosti UAV 1583 g.	35
2.13	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 200 m a hmotnosti UAV 1583 g.	36
2.14	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 300 m a hmotnosti UAV 1583 g.	36
2.15	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 0 °C a hmotnosti UAV 1583 g.	37
2.16	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 15 °C a hmotnosti UAV 1583 g.	38
2.17	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 25 °C hmotnosti UAV 1583 g.	38
2.18	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 0 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.	39

2.19	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 15 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.	40
2.20	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 25 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.	40
2.21	Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, ktorá navyše porovnáva teoretické výpočty s výsledkami letových testov bez aj s modifikáciou prúdového odberu na hodnotu 15 A, pre tri rôzne hodnoty teploty prostredia, výškou 5 m a hmotnosťou UAV 1583 g a priemernou rýchlosťou pohybu UAV 1,6 m/s.	42

Úvod

Výber témy, ktorá má priame spojenie s bezpilotnými lietajúcimi platformami bol ovplyvnený enormne zvyšujúcim sa záujmom o tieto zariadenia. Bepilotné lietajúce zariadenie je v podstate lietajúci robot, ktorého je možné ovládať na diaľku pomocou ovládača alebo je riadená pomocou softvérovo riadených letových plánov, ktoré sú umiestnené v ich vstavaných systémoch, pracujúcich v spojení s palubnými senzormi a GPS [1]. Multikoptéry sa dnes využívajú vo veľa odvetviach. Či už ide o rekreačné alebo edukačné účely, vysielanie obrazu pomocou kamier, ktoré sa dajú na multikoptéry nainštalovať, či na vytváranie fotiek z vtáčej perspektívy. Sú užitočné pri skúmaní miest, do ktorých človek normálne nedostane alebo sa tieto prístroje môžu využívať aj v armáde. Tieto stroje poskytujú výhodu najmä v oblasti bezpečnosti, pretože piloti nie sú vystavení rizikám. Okrem toho, UAV nevyžadujú odpočinok, čo im umožňuje lietať tak dlho, kým je v zariadení energia [2].

Naša lietajúca platforma by mohla v budúcnosti slúžiť ako vysielateľ LTE signálu nad určitou oblasťou. Jednalo by sa o miesta so zlým pokrytím signálu a celkovo zlou dostupnosťou. Zariadenie by simulovalo vysielacie veže, ktoré nie je možné v daných lokalitách umiestniť. Dron by sa vznášal vo výške jednotkách až desiatkach metrov a pohyb by bol neustále monitorovaný pilotom zo stanice. A práve doba, počas ktorej je jedno zariadenie schopné vydržať vysielateľ LTE signál je pre nás najpodstatnejšia.

Cieľom práce je vyrobiť matematický model pre automatizovaný let v ľubovoľnom programovacom jazyku so zámerom vytvorenia skriptu, ktorý bude simulovať výdrž UAV na batériu pri rôznych podmienkach. Týmto podmienkami sa myslí rôzna hmotnosť UAV, kapacita batérie, rýchlosť UAV, či prekonaná vzdialenosť. Následne bude zostrojený reálny model UAV, ktorý bude schopný plnohodnotného letu pre porovnanie s hodnotami z matematického modelu.

Teoretická časť práce sa venuje celkovému predstaveniu lietajúcich platforiem, na akom princípe fungujú, aké konfigurácie sú známe a za akým účelom sú jednotlivé parametre súčiastok najvhodnejšie. Ďalej sa práca venuje batériám. Najdôležitejším faktorom je jednoznačne jej výdrž, ktorá je ovplyvňovaná rôznymi podmienkami. Taktiež sa rozoberajú možnosti ako najlepšie využiť celkovú kapacitu batérie pre čo najdlhší časový úsek.

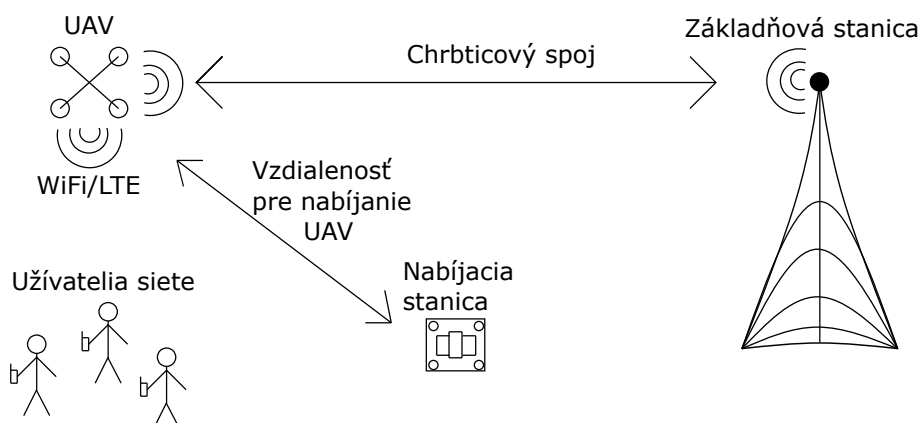
Praktická časť práce sa zaoberá vytvoreným matematickým modelom a návrhom realizácie UAV pre reálne testovanie. Popisuje dôvody pre výber jednotlivých komponentov, postupne predstavuje a graficky znázorňuje jednotlivé fázy letu, ktoré sú uvažované v rámci matematického modelu. Následne sú vyhotovené grafy, ktoré vyobrazujú časové závislosti výdrže batérie UAV pri vznášaní sa na rôznych parametroch, či už je to teplota prostredia, hmotnosť UAV alebo prekonaná vzdialenosť.

1 Teoretická časť

Teoretická časť práce sa venuje faktickým poznatkom, ktoré sú vo svete UAV viac či menej známe. V krátkosti je spomenutá história UAV, načo sa používajú, princíp letu, aké časti UAV treba na zostrojenie, aké typy UAV poznáme, kde sú ich slabé a silné stránky. Ďalej sa kapitola venuje akumulátorom, ako s nimi zachádzať čo najšetrnejšie a ako využiť ich potenciál v plnom rozsahu.

1.1 Motivácia

Lietajúca platforma ako vysielateľ bezdrôtového signálu, by mohla byť veľmi nápomocná v zle dostupných či prírodnou katastrofou zasiahnutých oblastiach alebo by mohlo ísť aj o obyčajné miesta kde by bolo treba vysielateľ LTE/WiFi signál, ako napríklad festivaly či veľké koncerty. Na obr. 1.1 je príklad vyššie spomenutého prípadu. Zariadenie by bolo v nepretržitej komunikácii so základovou stanicou a pod neustálym dohľadom pilotom zo stanice. Práve čas, ktorý vydrží UAV pokrývať danú oblasť na jedno nabitie je kritický. Preto treba výpočtom určiť tento čas, ktorý je ovplyvnený mnohými faktormi, či už je to vzdialenosť medzi UAV a základovou stanicou, hmotnosť a rýchlosť UAV či teplota prostredia. Práve pre tento výpočet bol vytvorený matematický model vo vývojom prostredí Matlab.



Obr. 1.1: Modelová situácia pre využitie UAV ako antény LTE signálu.

1.2 Prehľad literatúry a súvisiaca výskumná činnosť

V rámci problematiky spotreby energie, výdrže batérie, či doby letu jednotlivých bezpilotných lietajúcich zariadení bolo publikovaných niekoľko štúdií a vedeckých

článkov. Niektoré sa venujú predovšetkým spotrebou energie a čo ju najviac ovplyvňuje počas letu [3], [4], [5], [6], [7]. Ďalej sú publikácie, ktoré pracujú s určitým SW systémom, ktorý má za úlohu vyhodnotiť čo najlepšie podmienky letu [8], [9].

V [3] sa skúmajú možnosti pohybu a jednotlivé manévry. Výsledky testovania, ktoré prebiehali v podobe automatizovaného letu preukázali, že na spotrebu batérie má väčší vplyv mechanický pohyb ako jednotlivé senzory či komunikácia. Taktiež bolo zistené, že drony nie sú schopné vykonať úplne všetky letové príkazy za sebou ak sú zadávané príliš rýchlo. Ďalej sa preukázalo, že lietanie v príliš pomalej rýchlosti nie je optimálne pre výdrž batérie. Dokazuje to aj práca [4], ktorá vysvetľuje, že pri nízkej letovej rýchlosti je energia navyše spotrebovaná na udržanie sa v zadanej výške. Navyše bolo testované splnenie jednotlivých letových úloh s neúplným počiatočným nabitím batérie, kde sa zvyšoval počet nedokončených úloh s porovnaním s úplným počiatočným nabitím batérie, hlavne pri letoch na dlhšiu trasu a väčšou záťažou. Ďalej v [5] je vytvorený algoritmus, ktorý na základe poznatku o energii, ktorá dronu ostáva vytvorí plán pre pokrytie čo najväčšieho počtu územia a zároveň dbá na zníženie spotreby energie. Spomínaný plán zahŕňa návrh cesty s čo najmenším počtom zákrut. Správanie drona počas horizontálneho letu bolo sledované v [6]. Bolo odsledované, ako hmotnosť pridanej záťaže priamo ovplyvňuje spotrebu energie. Podobne ako v [3], [4], tak aj v tejto práci je vysvetlené, že vyššia rýchlosť letu nemá majoritný vplyv na spotrebu energie. Odôvodňuje sa to faktom, že sily pôsobiace počas horizontálneho letu sú rozdelené na dve časti: horizontálnu, ktorá pôsobí na pohyb vpred a vertikálnu, ktorá na samotné vznášanie. Pri zmene rýchlosti sa zmení uhol sklonu, čo ovplyvní horizontálnu zložku sily. Uhol sklonu nebýva väčší ako 10 stupňov čo znamená že horizontálna časť sily je menšia ako vertikálna a preto rýchlosť letu nemá veľký vplyv na spotrebu energie. Práca [7] sleduje správanie sa batérie pri rôznych teplotách vzduchu. Výsledky poukazujú na skutočnosť, že ak plánujeme lety dronov na základe deterministického predpokladu tak so zvyšujúcim sa množstvom redukcie kapacity batérie, ktorá je spôsobená teplotou sa zvyšuje miera zlyhania návratu drona.

Pracovanie s pomocou SW systému Green Light sa využíva v [8], [9]. Ide o SW systém, ktorý sleduje a získava dáta počas letu drona a na základe online analyzátora a návrhového módu, ang. suggestion mode, ktorý sa stará o návrh letu a pomáha optimalizovať celkovú spotrebu energie. Porovnávajú sa časové výsledky za použitia návrhového módu a bez neho. Výsledky ukazujú jemné predĺženie letu pri použití spomínaného módu. Taktiež spomínaný systém sleduje vybíjanie batérie počas jednotlivých manévrov. Najlepšie sú na tom manévry „dolu“ a „naklonenie doľava“ ang. roll left. Naopak manéver „hore“ bol pre spotrebu energie najnáročnejší. Podobne ako [4] tak aj v [9] je poukázané na skutočnosť, že so znižujúcim sa počtom aktuálneho stavu nabitia sa rýchlosť vybíjania zvyšuje.

Určitou podobnosťou s našou prácou je projekt Flying COW [10], za ktorým stojí spoločnosť AT&T. Ide o myšlienku nahradiť komunikačné veže v oblastiach zasiahnutých prírodnou katastrofou či v extrémne vzdialených miestach, kde nie je k dispozícii káblová či iná bezdrôtová štruktúra, bezpilotnými lietajúcimi platformami, ktoré by šíрили rôzne dáta, hovory prostredníctvom LTE signálu pomocou satelitov.

1.3 Bezpilotné lietajúce zariadenie – UAV

Bezpilotné lietajúce zariadenia sú akékoľvek zariadenia schopné letu bez pilota na palube, ktorý takéto zariadenie riadi. Tieto zariadenia majú rôzny tvar, konštrukciu a spôsob pohonu. V médiách a laickej verejnosti sa veľmi často stretávame s výrazom „dron“. V odbornej literatúre sú však zaužívané pojmy, ktoré pochádzajú z anglického prekladu skratiek – UAV (Unmanned Aerial Vehicle – bezpilotné lietajúce zariadenie), RPAS (Remotely Piloted Aircraft Vehicle – diaľkovo ovládané lietajúce zariadenie), UAS (Unmanned Aerial System - bezpilotný lietajúci systém).

Hoci také široké povedomie o bezpilotných lietajúcich systémoch sa prevalilo až v posledných rokoch, tieto zariadenia sa využívajú po celom svete už niekoľko desiatok rokov. Ich začiatky a prvotný vývoj sú spojené najmä s armádou a vojenským priemyslom. Za ako prvé bezpilotné lety možno považovať teplovzdušné balóny bez ľudskej posádky vybavených náložami, ktoré boli využité vo vojne Rakúsko-Uhorska proti Benátskej republike v roku 1849 (Watts et al. 2009).

Ich masové využitie v civilnom sektore môžeme evidovať od konca 20. storočia. Postupným zmenšovaním, cenovou dostupnosťou a hromadnejším prienikom do bežného života sa bezpilotné systémy postupne stali pomocníkmi v médiách, fotografovaní, videoprodukcii, poľnohospodárstve, lesníctve, vede a výskume, aplikácie s použitím bezpilotných systémov sa dajú využiť takisto aj v stavebníctve, priemysle, geodézii, kartografii, doprave či architektúre a mnohých iných odvetviach. Hlavným účelom bezpilotných lietajúcich zariadení je zbieranie dát y lokalít, do ktorých má človek príliš sťažený prístup. Treba brať na zreteľ, že existuje veľa druhov a tvarov bezpilotných systémov s určitými fyzickými parametrami či rôznymi konfiguráciami. Preto je potrebné prispôbiť aj náklad, s ktorým sú schopné plnohodnotne pracovať podľa potrieb [11], [1].

1.3.1 Konštrukčné koncepty UAV

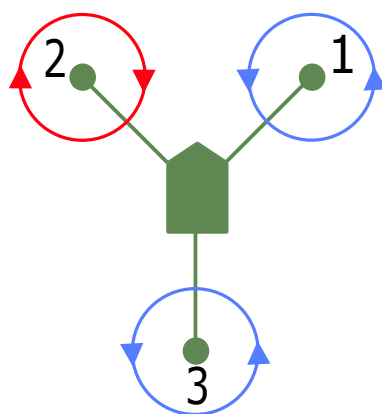
Bezpilotné lietajúce zariadenia môžeme rozdeliť do niekoľkých kategórií. Jedno kritérium je sú úlohy ku ktorým boli vyrobené, a druhým je konštrukcia. Podľa účelu poznáme UAV vojenské a civilné. V posledných mesiacoch až rokoch sa používajú

UAV, ktoré sú prevažne určené na rekreačné účely a pobavenie, alebo pre profesionálnu prácu filmárov či fotografov. Môžeme sa stretnúť s klasickou konštrukciou bezpilotných lietajúcich zariadení, ktoré majú krídlo rovnako ako pri lietadlách, alebo niekoľko vrtúľ, ktoré celý stoj udržujú vo vzduchu a udávajú mu smer letu. UAV ešte rozdelujeme podľa počtu motorov.

Najznámejšie a najpoužívanéjšie sú kvadrokoptéry so štyrmi motormi, ale môžeme sa stretnúť i s hexakoptérou (šesť motorov), oktokoptérou (osem motorov) atď. Vzhľadom k tomu, že odvetvie bezpilotných lietajúcich zariadení aktuálne zažíva obrovskú popularitu, čoskoro sa určite dočkáme bezpilotných lietajúcich zariadení ešte s omnoho rozmanitejšími konštrukciami slúžiacie k účelom, ktoré dnes nie sú možné z dôvodu nedostatočného technologického vývoju. UAV sa ďalej delia na autonómne a diaľkovo ovládané. V bežnom živote sa stretneme skôr s tými na diaľku ovládanými [12].

Trikoptéry

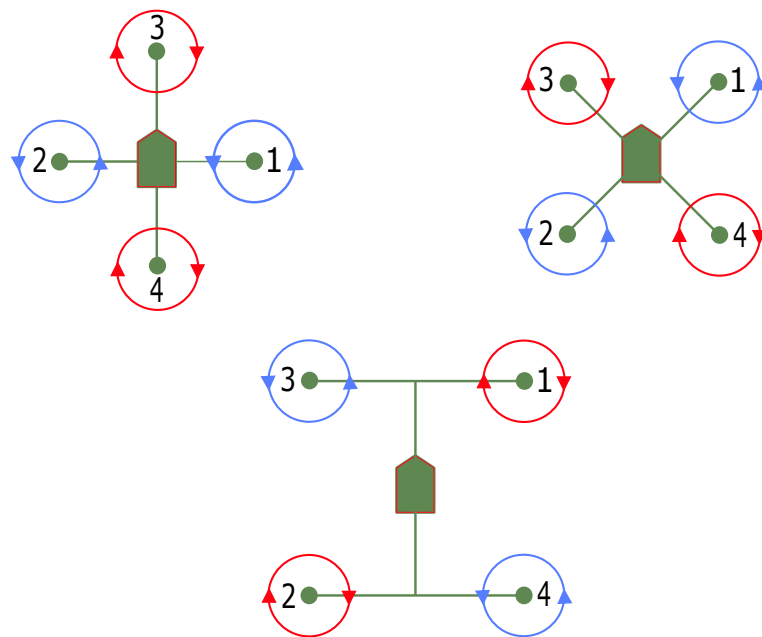
Jedná sa o zariadenia s tromi motormi. Tie sú najčastejšie rozmiestnené do polohy „Y“ a medzi nimi sa nachádza uhol 120° . Najväčšou výhodou je výborná obratnosť, nevýhodou je však nestabilita a výrazné komplikácie pri ovládaní počas nepriemerných poveternostných podmienok. Pre nízky počet rotorov nedokážu mať prístroje dostatočný ťah pre prácu s kamerou a preto nemožno počítať s možnosťou natáčania či fotografovania. Pri nečakanej poruche jedného z motorov počas letu, nie je multikoptéra schopná udržať sa vo vzduchu. Vďaka vysokej miere obratnosti sa trikoptéry využívajú predovšetkým ako vynikajúce akrobatické stroje.



Obr. 1.2: Trikoptéra.

Kvadroptéry

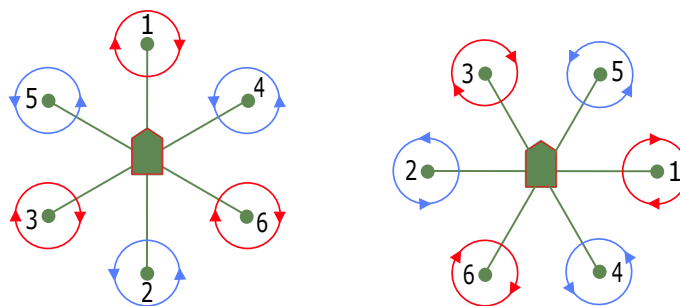
Kvadroptéry sú najpoužívanejším typom bezpilotných lietajúcich zariadení. Sú vybavené štyrmi motormi, čo je najvhodnejší počet pre univerzálne využitie. Rozmiestnenie motorov je symetrické, stretávame s konfiguráciami „X“, „+“ alebo „H“. Dostatočný počet motorov poslúži aj na prácu s kamerou, avšak skôr na rekreačné ciele. Zároveň si zachovávajú pomerne vysokú úroveň obratnosti a stability v prípade, že je so zariadením zaobchádzané v prítomnosti silnejšieho vetra. Ideálne sú teda pre štandardné vonkajšie aj vnútorné využitie.



Obr. 1.3: Kvadroptéra „+“, „X“, „H“.

Hexakoptéry

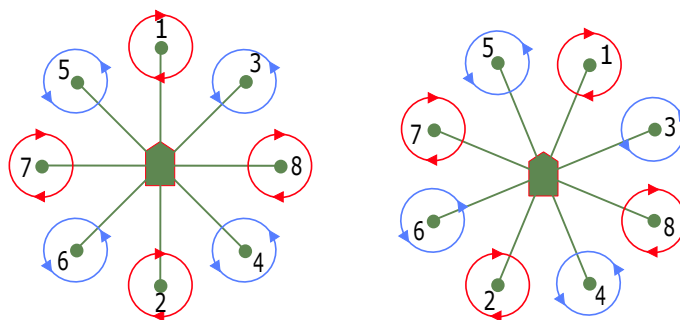
Aj keď šesť motorov berie hexakoptérám na pohyblivosti, na druhú stranu im samotná konštrukcia poskytuje veľmi dobrú odolnosť voči nárazom vetra. Rozmiestnenie motorov je opäť symetrické na ramenách rámu, ktoré navzájom zvierajú 60° uhol. Vysoká výkonnosť tiež umožňuje väčší náklad či použitie ťažšej a kvalitnejšej kamery. Najčastejšie sú využívané tými, ktorí chcú UAV používať primárne pre účely natáčania a fotografovania. Hexakoptéra dokáže bezpečne pristáť aj v prípade, kedy nastane porucha jedného motora počas letu.



Obr. 1.4: Hexakoptéra „+“, „X“.

Oktokoptéry

Oktokoptéry sú vďaka ôsmim motorom zo všetkých typov najstabilnejšie. Majú tiež najväčší ťah, čo ich predurčuje na nosenie ťažkého nákladu a veľmi kvalitných kamier. Sú tiež najodolnejšie voči nepriaznivým poveternostným podmienkam, a je možné s nimi vďaka tomu zaobstarať veľmi kvalitný záznam aj pri väčších nárazoch vetra. Osem motorov poskytuje používateľovi vysokú pravdepodobnosť úspešného pristátia aj v prípade, kedy ostanú len 4 motory funkčné [13], [14], [15].



Obr. 1.5: Oktokoptéra „+“, „X“.

1.3.2 Princíp letu

Hlavný dôvod, prečo sa kvadrokoptéry stali tak populárne až v posledných rokoch je ten, že táto konfigurácia nie je sama o sebe schopná stabilného letu. UAV by sa bez nepretržitých pokynov chodu motorov nedokázal udržať vo vzduchu. Preto je bezpilotné lietajúce zariadenie vybavené riadiacou jednotkou. Tá je vybavená gyroskopmi a akcelerometrami, a zároveň sleduje polohu stroja a podľa toho zabezpečuje chod motorov. Bez výkonného a pritom veľmi malého a ľahkého počítača by bol koncept UAV neuskutočniteľný.

Pri kvadrokoptére sa 2 motory točia v smere hodinových ručičiek, tj. rotácia CW a 2 motory proti smeru hodinových ručičiek tj. rotácia CCW (inak povedané: obe vrtule na jednej diagonále sa točia opačne ako vrtule na druhej diagonále). V momente, kedy vrtule rotujú rovnakou rýchlosťou, čím produkujú rovnaké množstvo vztlaku a točivého momentu je dosiahnutá stabilita vertikálneho pohybu. Následné zrýchľovanie či spomaľovanie všetkých vrtúl rovnomerne má za následok stúpanie resp. klesanie stroja.

Pri pohybovaní sa zariadenie dopredu, dozadu či do určitých strán, spomalia vrtule na strane, kam chceme aby sa zariadenie uberalo. Rovnako ako v prípade klesania a stúpania, tak aj tomto prípade sa vrtule na druhej strane zrýchlia čím sa zvýši vztlak.

Keď sa má otáčať podľa zvislej osi, spomalia obidva motory na jednej diagonále, zatiaľ čo na druhej zrýchlia. Pre dosiahnutie pravotočivého pohybu okolo svojej osi sa spomalia motory CCW a zrýchlia sa motory CW. Pre ľavotočivý pohyb je princíp opačný.

Operátor sa pred vzletom musí presvedčiť, že sa všetky vrtule naozaj točia podľa pokynov riadiacej jednotky a nič im v tom nebráni. K ťažkej ovládateľnosti alebo dokonca úplnej neovládateľnosti zariadenie niekedy stačia aj nečistoty, ktoré sa nachádzajú na osi motora [15], [16].

1.3.3 Potenciál využitia UAV v priemysle

Energetika

Najdôležitejšou úlohou, ktorú treba zabezpečiť aby boli naše rozvodné siete inteligentné, je získať prístup k informáciám o stave výroby energie a prenosovej infraštruktúry v reálnom čase. Pracovníci energetických podnikov často manuálne kontrolujú vedenia. To je z pohľadu financií nákladné, časovo neefektívne a veľmi často aj nebezpečné, keďže zamestnanci sú posielaní za použitia vrtuľníkov na vrcholy stožiarov aby skontrolovali stav či príčinu poruchy. Vďaka HD video systému, ktorý je nainštalovaný na bezpilotnom lietajúcom zariadení im to všetko umožní pomerne rýchlo ale najmä bez rizika úrazu zo zeme.

Ropný a plynárenský priemysel

V súčasnosti sa bezpilotné lietajúce zariadenie využívajú napr. na detekciu úniku plynu, objavenie priesakov ropy či na sledovanie veľrýb, ktoré sa približujú k vrtným plošinám. To je prípad spoločnosti Exxon Mobil. Tá začala monitorovať migračné trasy veľrýb pomocou UAV. Vďaka tomu dokážu lokalizovať najvhodnejšie miesta

na vybudovanie ťažobnej plošiny. Okrem toho sa UAV používajú na prieskum a mapovanie priestoru, ktorý je možný využiť pre vybudovanie priemyselných parkov, kontrolu chýb na destilačných kolónach a chladiacich vežiach alebo na bezpečnostné účely [17].

Netradičné a perspektívne oblasti

UAV sú schopné nielen kontroly ale dokážu slúžiť ako náhrada klasickej infraštruktúry. Na začiatku 2017 americká spoločnosť AT&T úspešne otestovala koncept Lietajúce kravy, (Flying COW) COW je skratka vytvorená z prvých písmen anglického spojenia Cell Of Wings. UAV pracujú ako malé náhrady komunikačných stožiarov, ktoré je možné rozostaviť nad miestom prírodného nešťastia alebo počas masových udalostí za účelom rozšíriť výkon už existujúcich pevných komunikačných stožiarov. Spoločnosť Facebook zvažuje nielen o dočasnom, ale o trvalom rozmiestnení bezpilotných lietajúcich zariadení nad určitými oblasťami, ktoré majú problém prevažne s internetom. UAV s názvom Aquila majú byť poháňané slnečnými kolektormi, ktoré mu umožnia pretrvať na jednom mieste mesiace a priniesť internetové pripojenie do ťažko dostupných alebo chudobných oblastí [10].

1.4 Základné komponenty kvadrokoptéry

Pre vlastné zostrojenie kvadrokoptéry bolo potrebné získať všeobecné informácie o najdôležitejších komponentoch. Na základe všetkých faktov, ktoré boli zozbierané, boli následne vybrané tie najvhodnejšie komponenty. Ich výber je neskôr komentovaný v praktickej časti práce.

1.4.1 Riadiaca jednotka

Riadiaca jednotka je srdcom kvadrokoptéry, ktorá riadi väčšinu elektrických komponentov s pomocou mikroprocesoru a sadou senzorov. Najčastejšie používané mikroprocesory sú STM32, F1, F3, F4 a F7. Prirodzene, čím väčšie číslo za písmenom F, tým je procesor rýchlejší, výkonnejší a umožňuje viac funkcií. Hlavnými dvoma senzormi sú gyroskop a akcelerometer.

Gyroskop sníma uhlovú rýchlosť či uhol pod ktorým sa kvadrokoptéra otáča v trojosom súradnicovom systéme. Za pomoci matematických výpočtov a údajov z gyroskopu, dokáže riadiaca jednotka určiť či rotácia zrýchľuje alebo spomaľuje. Akcelerometer dokáže snímať akceleráciu takisto v trojosom súradnicovom systéme. Vďaka akcelerometru dokáže riadiaca jednotka získať informácie o presnom uhlo

voči horizontu, čo sa využíva v tzv. self leveling móde, ktorý využívajú predovšetkým začiatočníci.

Riadiaca jednotka môže obsahovať aj ďalšie senzory ktoré sa dajú dodatočne pridať. Jedným z nich je GPS. GPS anténa získava údaje ako výška či presná pozícia. Taktiež to kvadrokoptere umožňuje schopnosť automatizovaného vrátenia sa na preddefinované miesto. Barometer ako ďalší zo senzorov poskytuje údaje o tlaku vzduchu a pomocou barometru je kvadrokoptera schopná udržať si počas letu konštantnú výšku [18], [19], [20].

1.4.2 Telo

Hlavným účelom tela UAV je zabezpečenie celkovej stability zariadenia. Je potrebné zvoliť odolný rám voči deformáciám, ktoré by mohli vzniknúť ťahom motorov. Existuje niekoľko možných materiálov, ktoré dokážu poslúžiť ako telo UAV. Najlepší možný variant je uhlíková konštrukcia, ktorá je charakteristická vysokou cenou, veľkou pevnosťou a odolnosťou a zároveň nízkou váhou. Taktiež sa využívajú kovové konštrukcie, ktoré oplývajú kvalitnou odolnosťou voči deformáciám. Výhodou týchto konštrukcií je fakt, že potrebné profily sa dajú bežne zakúpiť v železiarstvách. Ďalšou možnosťou, ktorú sme využili v našej práci, je vytlačenie si plastových súčiastok pomocou 3D tlačiarne. Najväčšou výhodou takto zhotoveného zariadenia je dostupnosť, nakoľko nám tlačiareň poskytla škola, a možnosť opätovného vytlačenia zhodného kusu v prípade poškodenia.

1.4.3 Motor

Základný princíp fungovania motora spočíva v prietoku striedavého prúdu cez cievku, čím sa okolo cievky tvorí magnetické pole, ktoré sa odpudzuje a priťahuje k poli magnetov a tým sa motory roz pohybujú. Každý motor je možné rozdeliť na dve základné časti: rotor, časť ktorá rotuje, a stator, ktorý je bez pohybu. Na začiatku vývoja multikoptér sa prevažne využívali jednosmerné komutátorové motory, ktoré sa dnes využívajú v lacnejších modeloch. Hlavnou výhodou je jednoduché vládanie a nízka cena. Postupne ich nahradili striedavé motory, pri ktorých sa stator a rotor nedostávajú do kontaktu, tým pádom sa opotrebováva iba ložisko na hriadeli. Striedavé motory sa delia na tzv. inrunnery a outrunnery. Konštrukcia inrunnera spočíva v tom, že sa točí vnútorná časť, zatiaľ čo vonkajšok sa nehýbe. Outrunner pracuje opačne. Jedným z najhlavnejších parametrov pri motoroch je počet otáčok za minútu na volt, ktorý sa označuje Kv. Motory s hodnotami 500-1300Kv sa používajú prevažne pre stabilné pomalšie lietanie. Pri akrobatickom letaní sa využívajú motory od 1300Kv [19].

1.4.4 Vrtule

Ďalší pasívny komponent multikoptéry je vrtuľa. Hlavnou funkciou je previesť rotačnú mechanickú energiu motoru na ťah. Rotácia spôsobuje podtlak na hornej strane vrtule a tlak na spodnej strane. Vztlak na každom liste musí byť konštantný čo zabezpečuje jej konštrukcia. Pri vrtuliach rovnako ako pri tele UAV platí, že sa vyrábajú z rôznych materiálov ako napríklad: karbón, drevo, plast či uhlík a takisto sa zachováva čo najnižšia hmotnosť ale vysoká pevnosť. Vrtule sa označujú napríklad 10"x 4,5". Prvá číslica udáva priemer a druhá stúpanie za jednu otáčku. [21]

1.4.5 Regulátor

Regulátor je komponent, ktorý z riadiacej jednotky spracúva prijímané signály. Následne premieňa napätie do trojfázového striedavého signálu pomocou FET tranzistorov. Zvýšením frekvencie a amplitúdy napätia dochádza k zvýšeniu otáčok. Každý striedavý regulátor musí obsahovať kondenzátor, ktorý slúži ako ochrana pri poklesoch napätia, ktoré sú spôsobené krátkodobým zvýšením odoberaného prúdu.

1.5 Akumulátory UAV

Veľmi dôležitým komponentom kvadrokoptéry a našej práce obzvlášť, je akumulátor, ktorý slúži ako zdroj energie pre všetky ostatné aktívne súčiastky. Dĺžka letu UAV závisí hlavne kapacity a kvalite akumulátora. Najčastejšie využívané akumulátory sú typu Li-Pol. Jedným z dôvodov sú pomerne malé rozmery a hlavne hmotnosť, čo je veľká výhoda, pretože s väčším pomerom kapacity/hmotnosť môžeme dosiahnuť dlhšiu dobu letu. Tie sa skladajú z článkov, ktoré zapojené paralelne či do série. Maximálna hodnota napätia jedného článku je 4,2 V, naopak minimálna hodnota je 2,9 V. My však pracujeme s menovitou hodnotou 3,7 V. Pri paralelnom zapojení sa sčíta kapacita, v prípade sériového sa sčítava napätie akumulátoru. Označenie batérií poznáme napr. 4S1P 4000mAh, čo predstavuje štyri články zapojené do série a jeden paralelne, s celkovou kapacitou 4000 miliampérhodín [20], [21].

1.5.1 Typy akumulátorov

Bežné lítiové akumulátory sú zatiaľ v mnohých aspektoch neprekonateľné: lítium patrí k tým najľahším kovom a v tzv. Becketovej rade kovov je najvyššie, to znamená, že umožňuje vyrobiť galvanické články s najväčšou hodnotu napätia.

Li-Ion

V lítium-iónových článkoch je jedna elektróda tvorená uhlíkom, druhá, nakoľko je samotné lítium nestabilné, je tvorená zlúčeninou lítia. Tieto akumulátory nie je nutné pred každým nabíjaním úplne vybiť. Sú charakteristickejšie nižšou cenou a netrpia vysokou intenzitou samovybíjania. Pre vysokú reaktivnosť lítia sa články samy od seba rozkladajú, čo spôsobuje ľahšiu opotrebovanosť a to aj v čase, kedy sú akumulátory nepoužívané. Taktiež im neprospievajú extrémne teploty.

Li-Pol

V lítium-polymérových článkoch sa lítium nachádza v tuhom skupenstve v podobe kovu. Nakoľko sú Li-Pol vyrábané vo veľmi tenkom formáte, sú schopné s polovicou hmotnosti dosiahnuť rovnakú kapacitu ako Li-Ion a taktiež dokážu vydržať podobné množstvo nabíjajúcich cyklov. Majú odolnejšiu hranicu znášateľnosti pri mínusových teplotách. Li-Pol sú drahšou alternatívou pre akumulátory a navyše strácajú kapacitu rýchlejšie ako Li-Ion. Pri bežných multikoptéroch sú prioritne vyberané práve akumulátory Li-Pol [22].

Problematické lítium

Vyššie spomínané akumulátory sú pre UAV to najlepšie, čo je momentálne k dispozícii, lítium ale má aj zlé vlastnosti. Najhoršia vlastnosť lítiových článkov je fakt, že svetové zásoby lítia nie sú nekonečné (odhady sa pohybujú niekde medzi 13 až 39 miliónov ton). S narastajúcim záujmom sa lítium stáva geopolitickým subjektom a vyskytujú sa názory, že v 21. storočí nahradí ropu v obchodnom zmysle. A práve toto je príčina pomerne vysokých cien akumulátorov a taktiež môžeme predpokladať, že cena nikdy nepôjde výrazne nižšie. Lítium je taktiež veľmi reaktívne, preto sa v prírode vyskytuje len v zlúčeninách, z ktorých ho môžeme získať elektrolýzou. Preto vyrábanie akumulátorov pre uskladňovanie čistej a lacnej alternatívnej energie je paradoxne energeticky náročné, drahé a hlavne neekologické. Navyše sa s lítiovými článkami musí manipulovať ako s nebezpečným materiálom. Dôvodom je schopnosť kovu vzplanúť pri styku s vlhkosťou [23].

1.5.2 Spôsoby predlžovania letu

Akumulátory, ich kapacita a predovšetkým hmotnosť, sú dnes zrejme hlavným dôvodom prečo sa UAV nevyužívajú masovo. Dokonca aj pri UAV, ktoré sa využívajú na profesionálne účely, sa výdrž pohybuje pri 60 minútach letu. Pri menších a lacnejších UAV sa môžeme stretnúť s kapacitami akumulátorov približne 2 Ah, čo nám

vie zabezpečiť približne 30 minút udržania UAV vo vzduchu. Pri väčších a drahších UAV sú využívané akumulátory s vyššími kapacitami, avšak v tomto prípade si musíme dávať pozor pretože platí, čím väčšie batérie, tým vyššia hmotnosť. Takže nemôžeme bezmyšlienkovite vybrať akumulátor s väčšou kapacitou. Doba letu vždy závisí aj od aktuálneho stavu batérie, poveternostných podmienkach, sily motorov a celkovej výbave, ktorá zvyšuje hmotnosť UAV [20].

Experimentovanie s veľkosťami vrtúl

Veľkosť vrtúl má tak isto konečný dopad na energiu, ktorú UAV spotrebuje. V prípade, že bude na UAV pripevnená kamera, väčšie vrtule sú určite lepšou voľbou z dôvodu, že pridaná kamera zväčší celkovú hmotnosť stroja. V opačnom prípade sú menšie vrtule lepším riešením. Najlepšou voľbou však rozhodne bude riadiť sa tabuľkovo predpísanými súčiastkami, ktoré uvádza výrobca.

Lietanie v správnych podmienkach

Lietanie vo vhodných poveternostných podmienkach je tak isto veľmi dôležitou časťou v úspore energie a predĺženia doby letu. Určite je potrebné vyhýbať sa dažďu či podmienkam s vysokou rýchlosťou vetra. Veľké nárazy vetra veľmi sťažujú zatačanie a vôbec celkovú kontrolu nad UAV. Ideálne podmienky pre získanie maximálnej kapacity z akumulátoru, je slnečné počasie s jemným vánkom.

Nabíjanie

Pri používaní Li-Ion akumulátorov nie je najvhodnejšie akumulátor úplne vybíjať a následne kompletne vybíjať. Dôvodom je skracovanie životnosti akumulátoru. Obyčajný Li-Ion akumulátor je možné plne nabiť asi 400 krát, kým je bude potrebné vymeniť. Kapacita sa každým vybitým postupne znižuje. Jedným z faktorov na životnosť akumulátoru je aj okolitá teplota, preto by sa nemali nabíjať v prostredí nad 40 °C. Ďalším spôsobom ako predĺžiť dobu letu, je nabíjanie len niekoľko hodín pre letom UAV, pretože každá hodina bez pripojenia na nabíjačku je strata percent z nabitia. Nakoľko sa nedoporučuje prebýjať akumulátory, čo sa netýka len UAV, doporučuje sa nabíjať približne do 80-90 %.

Viac akumulátorov

I keď výrobca udáva pre výrobok určitú kapacitu, nie je možné sa na túto hodnotu jednoznačne fixovať a spoliehať. Určite najspoľahlivejším spôsobom ako udržať UAV pri práci čo najdlhšie, je mať pri sebe minimálne jeden ďalší rezervný akumulátor,

ktorý v prípade potreby na mieste vymeníme i keď za cenu menšej prestávky, ktorá je spôsobená práve výmenou akumulátora [24].

Lietanie v chladných teplotách

Akumulátory, ako najkritickejší článok UAV, ukazujú svoju slabinu aj pri používaní v nízkych teplotách. Najkritickejší je čas tesne pred štartom kedy je dôležité, aby články ostali v teple a neprechladli. Ako je známe, čím nižšia teplota tým sú chemické reakcie pomalšie, a pretože lítiový akumulátor pracuje ako chemický zdroj, znižuje sa vtedy aj jeho kapacita. Preto je veľmi dôležité, čo sme spomínali vyššie, aby bol akumulátor plne nabitý len pár hodín či dokonca minút pred letom. Ak sú všetky tieto problémy úspešne ošetrené a UAV sa úspešne dostane do vzduchu tak sa články samy ohrievajú vďaka chemickým reakciám v ich vnútri. Ihneď po skončení práce s UAV je potrebné udržať akumulátor v teple a treba aj mať na mysli a počítať s faktom, že v chladných podmienkach bude výdrž akumulátora nižšia. Samozrejme v extrémnych mrazoch sa môžu prejaviť aj iné problémy, ak k tomu nie je UAV vyslovene skonštruované [25].

2 Praktická časť

Praktická časť práce sa predovšetkým zaoberá vytvorením matematického modelu a skriptu, ktorý vypočíta dobu letu na jedno nabitie v závislosti na zadaných parametroch.

2.1 Návrh UAV

Matematický model je v rámci bakalárskej práce porovnávaný s reálnym zariadením. Preto bol jeden z cieľov návrh a realizácia testovacieho UAV. Ďalej sú popísané jednotlivé diely nutné pre skonštruovanie UAV.

2.1.1 Riadiaca jednotka

Pre našu prácu nám bola školou poskytnutá riadiaca jednotka Pixhawk 2.4.8 vid 2.1. Pixhawk je nezávislý open-hardware projekt, ktorého cieľom je poskytovať rôzne štandardy pre ľahko dostupné, vysoko kvalitné a lacne autopilotné hardvéry pre vývojové, akademické či rôzne hobby komunity. Pixhawk podporuje niekoľko tzv. softwarových (SW) súborov, ako napríklad PX4 či ArduPilot. Najväčšími výhodami pri používaní Pixhawk sú SW podpora, vysoká kvalita a možnosť vlastného prispôbena zariadenia, flexibilita v rámci rôznych periférií, ktoré sú k zariadeniu pripojiteľné alebo široká miera používania z čoho vyplýva aj dostatočná stabilita.



Obr. 2.1: Pixhawk 2.4.8.

Pixhawk dokáže premeniť rôzne RC lietadlá či multikoptéry do plne vybavených osobných UAV. Náš Pixhawk je vybavený dvoma procesormi: 32-bitový STM32F427

Cortex M4 s FPU a 32-bitový STM32F103 bezpečnostným co-processorom s taktom 168 MHz. Nachádza sa tu 128KB operačná pamäť RAM a vnútorná pamäť 2 MB. Ďalej sa na ňom nachádzajú 4 senzory: ST Micro L3GD20H 16-bitový, troj-osi gyroskop, ST Micro LSM303D 14-bitový troj-osi akcelerometer/magnetometer, Invensense MPU 6000 troj-osi akcelerometer/gyroskop a MEAS MS5607 barometer [26], [27].

2.1.2 Telo

Pomocou 3D tlačiarne i3 MK3 od spoločnosti Prusa, boli vytlačené jednotlivé časti. Jedná sa o model DJI F450. Telo pre konštrukciu našej kvadrokoptéry, je tvorené dvomi stredovými platformami, medzi ktorými sú umiestnené všetky potrebné komunikačné a riadiace zariadenia. Rovnako dlhé ramená sa starajú o stabilitu a ovládateľnosť zariadenia. Nohy poskytujú dostatočnú stabilitu pre bezchybné pristávanie či vzlietnutie aj na mierne nerovných povrchoch. Kompletne zostrojená konštrukcia, ktorá bola schopná plnohodnotného letu váži 1583 g.



Obr. 2.2: Kompletná konštrukcia UAV, s ktorým boli vykonané merania.

2.1.3 Motor

V našom prípade sme zvolili motory EMAX MT221 KV935 CCW resp. EMAX MT2213 KV935 CW, nakoľko naše UAV budeme využívať prevažne v statickej, vysiacej polohe. Motoru je určené napájanie z troj alebo štvorčlánkového Li-pol akumulátoru. Nosnosť jedného motora, ktoré sú na tab. 2.1, sa pohybuje do hodnoty 720 g. Motory boli vybrané z dôvodu, že hmotnosť nášho celého zariadenia je 1000 g a pre stabilný a pohodlný let musí byť spoločný ťah motorov aspoň dvojnásobok

celkovej hmotnosti. Motory majú uchytenie 16x19 mm, čo spĺňa rozmery, ktoré sú na použitých ramenách.



Obr. 2.3: Motor EMAX MT221 KV935.

Tab. 2.1: Tabuľka parametrov motora

Napätie	Veľkosť a typ vrtúľ	Prúd	Ťah	Výkon	Výkonnosť	Otáčky
[V]		[A]	[g]	[W]	[g/W]	[RPM]
14,8	EMAX8045	1	130	14,8	8,8	3900
		2	230	29,6	7,8	5180
		3	310	44,4	7,0	6000
		4	390	59,2	6,6	6610
		5	470	74,0	6,4	7200
		6	530	88,8	6,0	7570
		7	580	103,6	5,6	7610
		8	630	118,4	5,3	8230
		9	670	134,2	5,0	8500
		10	700	148,0	4,7	8780
		10,7	720	158,4	4,5	9030

2.1.4 Vrtule

Ako najvhodnejšie vrtule pre naše motory boli vybrané plastové vrtule 8"x4,5". Tento výber bol podmienený tým, že výrobca motorov neuvádzal konfiguráciu s inými vrtulami pri napätí nášho akumulátoru 14,8 V a navyše v matematickom modeli sú robené kalkulácie práve podľa údajov výrobcov pre konkrétne súčiastky.



Obr. 2.4: Vrtule 8x4,5 CW aj CCW.

2.1.5 Regulátor

Pri výbere regulátoru je treba brať do úvahy maximálny prúdový odber našich motorov, a k tomu zvoliť výkonnejšie regulátory aby sme nepracovali na limitoch regulátoru. Výrobcom je odporúčané pri kombinácii s vrtulami, ktoré sme použili aj my hodnota regulátoru 18 A. Vyrábajú sa regulátory s hodnotami 12 A, 20 A 25 A, 30 A či až 40 A. Naša voľba je regulátor otáčok GPX extreme 30 A, ktorý bol v našom prípade vybraný s dostatočnou rezervou prúdového odberu. A je schopný pracovať dvoj až štvorčlánkovými akumulátormi.



Obr. 2.5: Regulátor GPX extreme 30 A.

2.1.6 Akumulátor

Nami vybraný Li-Po akumulátor Gens Ace 14,8 V 4000 mAh 25 C je so 440 g najťažším komponentom v rámci celého UAV. Z označenia 25 C vieme určiť podľa rovnice $25 * C = \text{dodávaný prúd}$, kde C je kapacita akumulátoru v Ah, že dokáže trvalo dodávať prúd 100 A. Čo je dostatočné pre naše účely používania takisto aj kapacita akumulátora bola vyberaná s určitou rezervou z dôvodu, že práve na testovanie akumulátora sa budeme v práci koncentrovať.



Obr. 2.6: Gens Ace 14,8 V 4000 mAh 25 C.

2.2 Matematický model

Jedným z cieľov práce bolo vytvorenie matematického modelu v ľubovolnom programovacom jazyku. Pre tento účel bol použitý Matlab. Celý kód je priložený v prílohe A.1. Postupne boli vytvárané výpočty pre konkrétne fázy letu (stúpanie, horizontálny pohyb, státie na jednom mieste vo vzduchu a klesanie). Model sa predovšetkým zameriava na výdrž batérie v závislosti na teplote a určitej rýchlosti pohybu, ktorá je konštantná počas celej doby letu ale pre každý scenár má inú hodnotu. Pri celom manévri sú uvažované štyri fázy letu: stúpanie, horizontálny let, vznášanie na jednom mieste a klesanie. Pre každú fázu okrem vznášania bol vytvorený scenár, v ktorom je každá fáza rozdelená na dve časti. Prvá časť udáva moment, kedy UAV vykoná maximálne zrýchlenie aby sa dostalo na požadovanú rýchlosť. Veľkosť zrýchlenia sme určili z tab. 2.1, predovšetkým z údaju o maximálnej záťaži na jeden motor. Druhá časť popisuje už priamočiari pohyb s konštantnou rýchlosťou a nulovým zrýchlením.

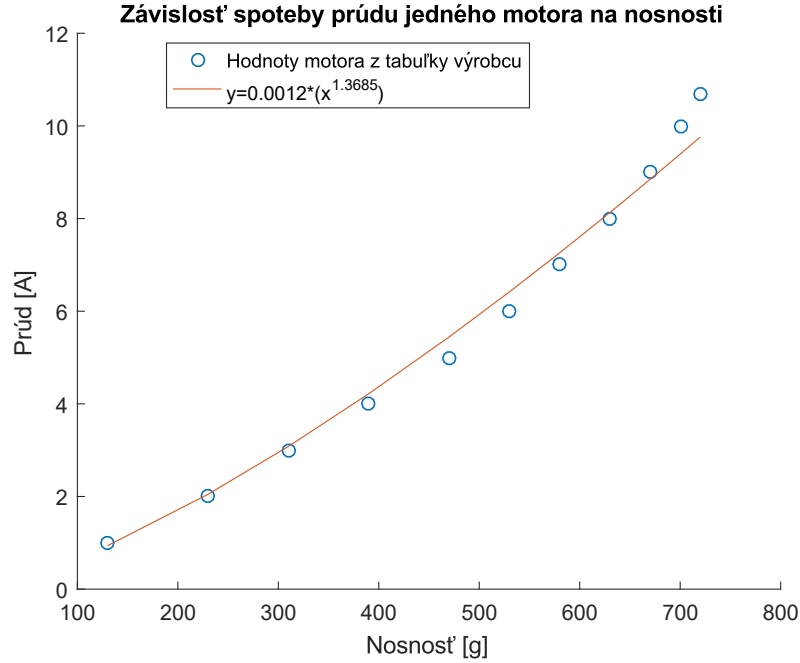
Z tab. 2.1 bol vytvorený graf, ktorý znázorňuje závislosť prúdového odberu na nosnosti jedného motora. Tá je vyobrazená na obr. 2.7. Následne bol graf preložený mocninovou spojnicou trendu aby sme dostali rovnicu závislosti

$$y = 0,0012x^{1,3685}, \quad (2.1)$$

kde y predstavuje prúdový odber a x predstavuje nosnosť jedného motora. Najdôležitejšiu rovnicu, závislosť výdrže batérie na teplote prostredia, bola dohľadaná v [7]. Konkrétne znenie rovnice je

$$C = 0,8814 + 0,0091.\tau - 0,0001.\tau^2, \quad (2.2)$$

kde C je kapacita batérie a τ je teplota prostredia. Rovnica 2.2 vyjadruje percentuálny úbytok celkovej kapacity batérie v závislosti na teplote prostredia. Následne boli uvažované jednotlivé fázy letu. Pričom cieľom výpočtov bol získať údaj o reálnej



Obr. 2.7: Graf závislosti prúdového odberu jedného motora na nosnosti.

hmotnosť, ktorú má naše zariadenie počas každej fázy letu. Táto hodnota sa získa zo vzorca

$$T = \frac{F_T}{g}, \quad (2.3)$$

kde F_T je sila, ktorú musia vykonať motory, g je gravitačné zrýchlenie a T je práve ťah UAV počas letu. Jednotlivé pohybové rovnice vychádzajú z druhého Newtonovho pohybového zákona [28]. Konečná rovnica, ktorá vypočíta výslednú dobu vznášania UAV znie

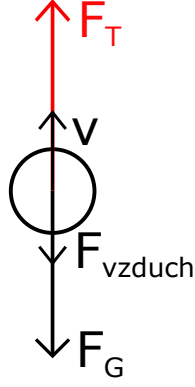
$$Cas = \frac{C_{nova}}{I}, \quad (2.4)$$

kde Cas je práve výsledná doba vznášania sa UAV, C_{nova} je zostávajúca kapacita, ktorá sa vypočítala tak že od maximálnej kapacity batérie boli odpočítané úbytky kapacity, ktoré boli spôsobené presunom UAV do konkrétnej výšky a vzdialenosti a I je prúdový odber, ktorého hodnota je určená rovnicou 2.1.

2.2.1 Fázy letu

Stúpanie

V našom matematickom modeli je počítané s kolmým stúpaním, to znamená, že horizontálne zložky síl môžeme zanedbať.



Obr. 2.8: Pohybový model pre stúpanie.

Pohybová rovnica pre model stúpania je:

$$ma = F_T - F_G - F_{vzduch}, \quad (2.5)$$

kde m je reálna hmotnosť UAV, a je zrýchlenie UAV (2.7), F_G je tiažová sila a F_{vzduch} je odporová sila vzduchu. Následne po dosadení jednotlivých premenných dostávame rovnicu pre výsledné F_T .

$$F_T = ma + \frac{\rho}{2}c_D S v^2 + mg \quad (2.6)$$

Kde v je rýchlosť UAV, ρ je hustota vzduchu na meter štvorcový, c_d je koeficient odporu, čo je bezrozmerná veličina, ktorá vyjadruje určitú aerodynamickú čistotu telesa. Čím je hodnota menšia, tým menší odpor vzduchu na teleso pôsobí. Táto hodnota sa napríklad pri automobiloch pohybuje od 0,2 do 0,4. Pri lietadlách ako sú Airbusy či Boeingy sa táto hodnota pohybuje v rozmedzí 0,02 až 0,05. Hodnotu pre naše výpočty sme určili pomocou [29], [30]. S je plocha UAV, ktorá po odmeraní jednotlivých častí už skonštruovaného UAV je $0,0438 \text{ m}^2$.

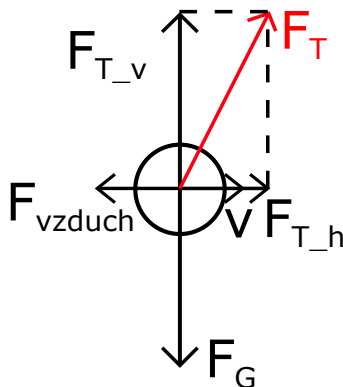
Zrýchlenie UAV do požadovanej rýchlosti sme uvažovali v najkratšej možnej dobe. To sme docielili tým, že počas zrýchľovania sme uvažovali maximálny výkon všetkých motorov. Vychádzali sme z tabuľky 2.1, kde je maximálny možný ťah na jeden motor 720 g. Hodnotu zrýchlenia sme preto vypočítali ako

$$a = \frac{N_m \cdot F_{T_{max}} \cdot g - m \cdot g - \frac{\rho}{2} c_D S v^2}{m}, \quad (2.7)$$

kde N_m je počet motorov a $F_{T_{max}}$ je práve maximálny ťah jedného motora podľa tabuľky 2.1.

Horizontálny pohyb

Pri horizontálnom pohybe sa uvažuje, že zariadenie sa pohybuje v konštantnej výške, to znamená, že vertikálne zložky síl sa navzájom rovnajú a veľkosť rýchlosti vo vertikálnom smere je nulová.



Obr. 2.9: Pohybový model pre horizontálny let.

Pohybová rovnica vo vertikálnom smere je:

$$ma = F_{T_v} - F_G, \quad (2.8)$$

kde F_{T_v} je vertikálna zložka sily pohybu. kde ľavá strana rovnice sa rovná nule a prvky na pravej strane rovnice sa rovnajú. Pohybová rovnica v horizontálnom smere je:

$$ma = F_{T_h} - F_{vzduch}. \quad (2.9)$$

Kde F_{T_h} je horizontálna zložka sily pohybu. Následne po dosadení jednotlivých premenných dostávame rovnicu pre výsledné F_T v horizontálnom smere

$$F_{T_h} = ma + \frac{\rho}{2} c_D S v^2, \quad (2.10)$$

pričom F_T vo vertikálnom smere sa rovná tiažovej sile, ktoré pôsobí na teleso. Výslednú silu F_T , ktorú vykonávajú motory získame z

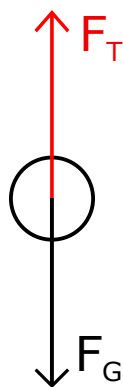
$$F_T = \sqrt{F_{T_v}^2 + F_{T_h}^2} \quad (2.11)$$

Vznášanie

V prípade, že sa naše zariadenie vznáša vo vzduchu, tak sila, ktorú vyvinú motory sa musí rovnať tiažovej sile, tento prípad je rovnaký ako vertikálna zložka síl pri horizontálnom pohybe. Výsledná sila motorov bude následne odvodená z tab. 2.1.

Pohybová rovnica pre vznášanie je:

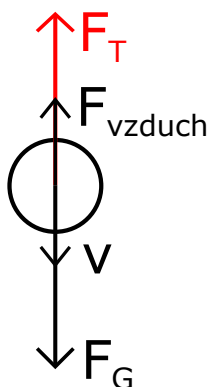
$$F_T = F_G. \quad (2.12)$$



Obr. 2.10: Pohybový model pre vznášanie.

Klesanie

Nakoľko v našom matematickom modeli sa uvažuje pri každom pohybe konštantná rýchlosť, pri klesaní vzniká situácia kedy najprv motory musia vykonať silu aby sa dostali na požadovanú rýchlosť. To znamená, že v prvých okamihoch bude sila motorov v záporných číslach ale po dosiahnutí požadovanej rýchlosti sa ustáli v kladných hodnotách.



Obr. 2.11: Pohybový model pre klesanie

Pohybová rovnica pre klesanie je:

$$ma = F_G - F_T - F_{vzduch}. \quad (2.13)$$

Následne po dosadení jednotlivých premenných dostávame rovnicu pre výsledné F_T

$$F_T = mg - ma - \frac{\rho}{2} c_D S v^2. \quad (2.14)$$

Tab. 2.2: Číselné hodnoty a jednotlivé premenné použité pri výpočtoch

Parameter	Hodnota	Jednotka	Definícia
m	1583	g	Hmotnosť UAV
T	25	°C	Teplota prostredia
v	–	m/s	Rýchlosť pohybu
N_m	4	–	Počet motorov
S	0,0438	m^2	Plocha UAV
c_d	0,09	–	Koeficient odporu vo vertikálnom smere
c_d	0,05	–	Koeficient odporu v horizontálnom smere
ρ	1,225	kg/m^3	Hustota vzduchu
C	240	Am	Kapacita akumulátoru
a	–	m/s^2	Zrýchlenie
I	–	A	Prúdový odber
F_T	–	N	Ťahová sila motorov
F_G	–	N	Tiažová sila
F_{vzduch}	–	N	Odporová sila vzduchu
$F_{T_{max}}$	–	N	Maximálna ťahová sila motora

2.3 Výsledky matematického modelu

Pri vytváraní matematického modelu bolo vždy postupované podľa matematických a fyzikálnych zákonov. Všetky veličiny, ktoré sa dali určitým spôsobom absolútne určiť odpovedajú skutočnosti. Ostatné premenné nemusia byť so 100% súladom tak, ako to bolo pri skutočnom meraní.

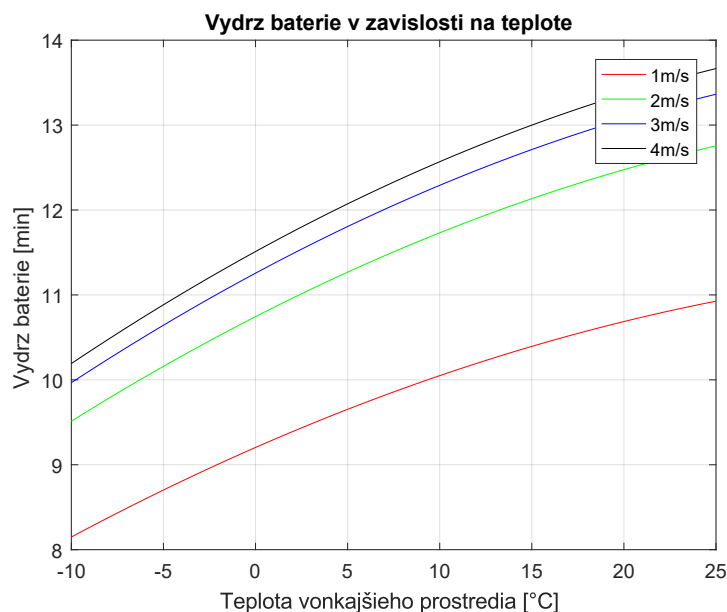
2.3.1 Simulácie

Vytvorený matematický model má niekoľko možných scenárov a verzií. Tie sa od seba líšia teplotou vonkajšieho prostredia, hmotnosťou a rýchlosťou UAV či prekonanou vzdialenosťou. Je to z dôvodu, aby bolo možné vidieť viacero závislostí, ktoré ovplyvňujú výslednú dobu vznášania.

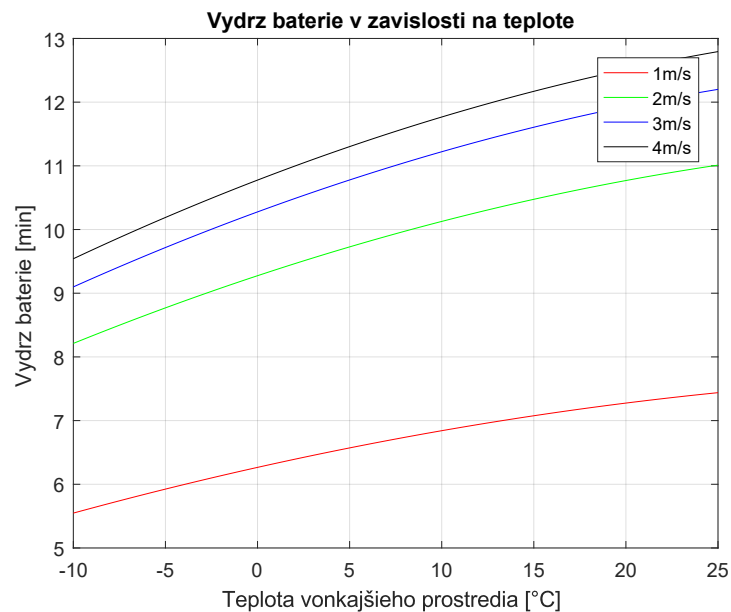
Scenár s meniacou sa teplotou prostredia

Pre tento scenár boli zvolené nasledovné hodnoty: používa sa akumulátor s kapacitou 4000 mAh, ďalej sa pracuje s konštantou hmotnosťou, ktorú po odvážení, môžeme zaokrúhliť na rovných 1583 g, v grafe sú vyobrazené 4 farebné krivky, ktoré predstavujú rýchlosť pohybu UAV, tie sme zvolili 1 m/s, 2 m/s, 3 m/s a 4 m/s. Tieto parametre sú jednoznačne dané a užívateľ zadáva iba výšku a vzdialenosť, ktorú

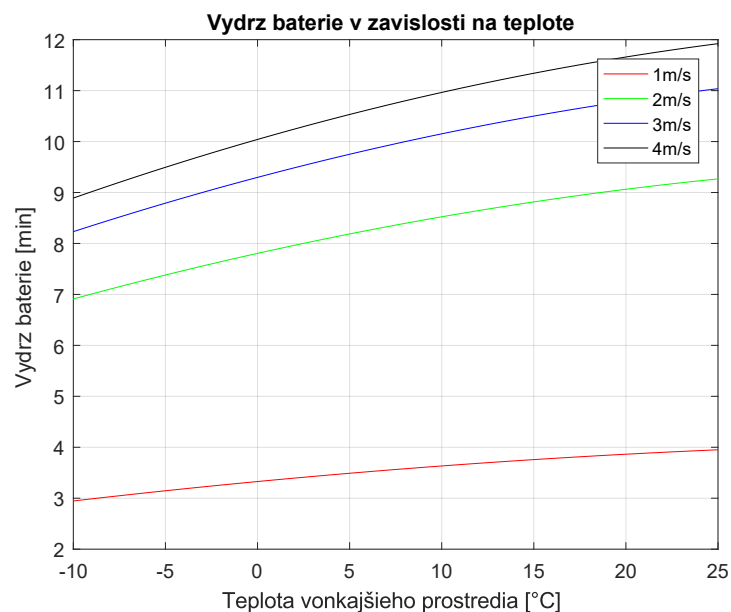
má UAV prekonať. Výsledné grafy odpovedajú časovým závislostiam na vonkajšej teplote prostredia, ktorá je naškálovaná od -10°C do 25°C . Jednotlivé fázy letu sú vo výpočtoch zohľadnené a vyobrazená je doba vznášania UAV, tento fakt platí pre každý jeden scenár, ktorý je v práci vyobrazený. Pre porovnanie výsledkov bola vybraná výška 5 m a vzdialenosť sa v každom scenári zvyšovala (100, 200 a 300 m).



Obr. 2.12: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 100 m a hmotnosti UAV 1583 g.



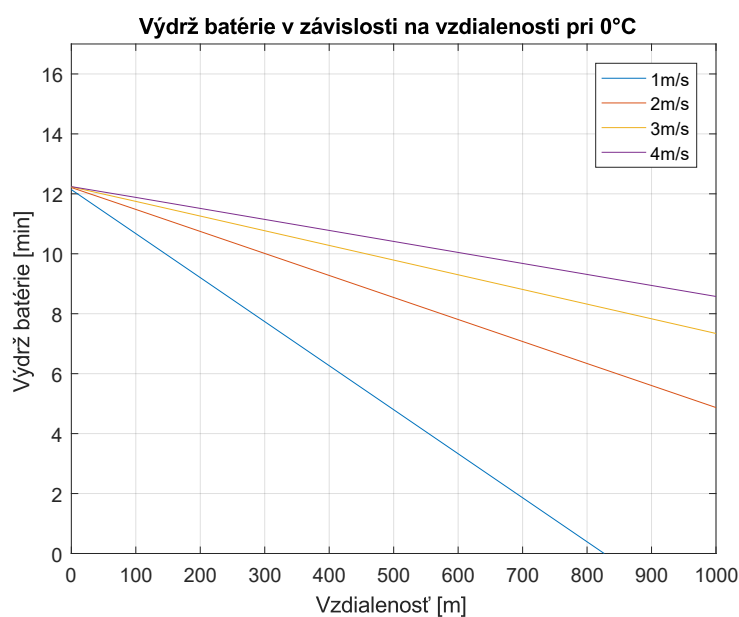
Obr. 2.13: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 200 m a hmotnosti UAV 1583 g.



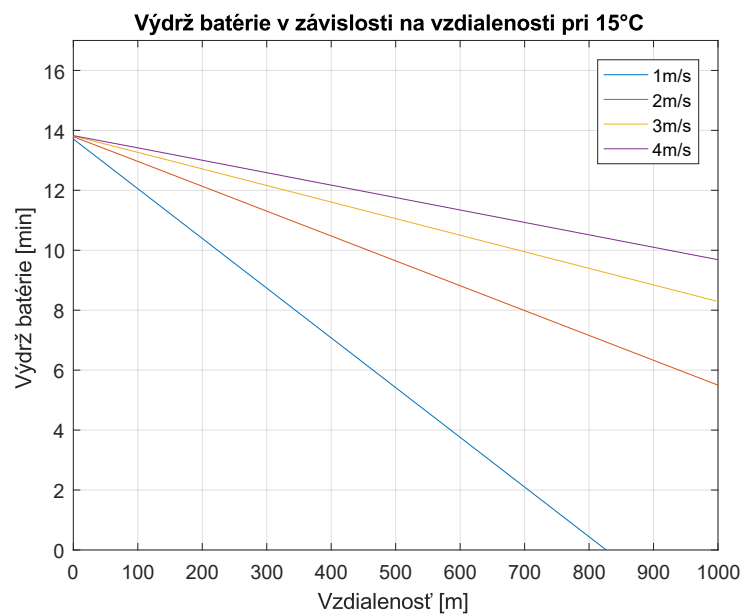
Obr. 2.14: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na vonkajšej teplote prostredia, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, preletenej vzdialenosti 300 m a hmotnosti UAV 1583 g.

Scenár s meniacou sa prekonanou vzdialenosťou

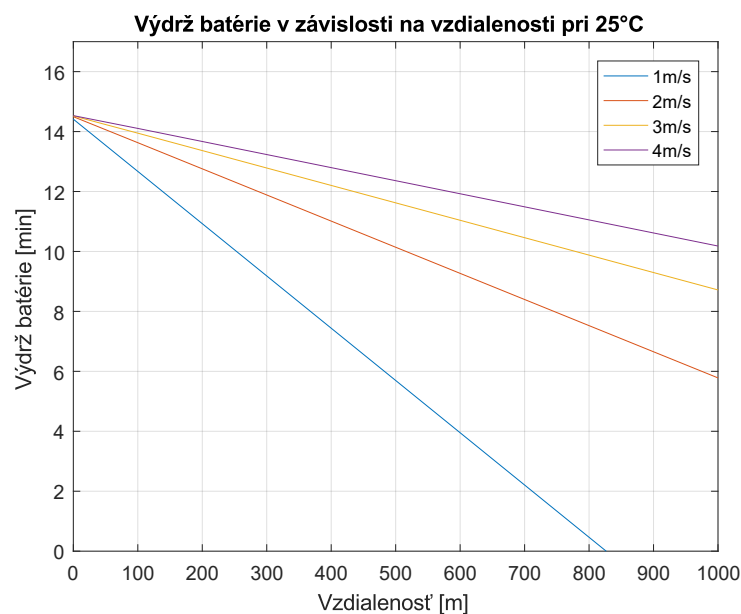
Pre tento scenár boli zvolené nasledovné hodnoty: používa sa akumulátor s kapacitou 4000 mAh, ďalej sa pracuje s konštantou hmotnosťou, ktorú po odvážení, môžeme zaokrúhliť na rovných 1583 g, v grafe sú vyobrazené 4 farebné krivky, ktoré predstavujú rýchlosť pohybu UAV, tie sme zvolili 1 m/s , 2 m/s , 3 m/s a 4 m/s . Každý obrázok predstavuje jednu teplotu prostredia a to konkrétne 0°C , 15°C a 25°C . Užívateľ zadáva iba výšku, ktorú má UAV prekonať, v našom prípade je to 5 m. Výsledné grafy odpovedajú časovým závislostiam na prekonanej vzdialenosti, ktorá je naškálovaná od 0 m do 1000 m.



Obr. 2.15: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 0°C a hmotnosti UAV 1583 g.



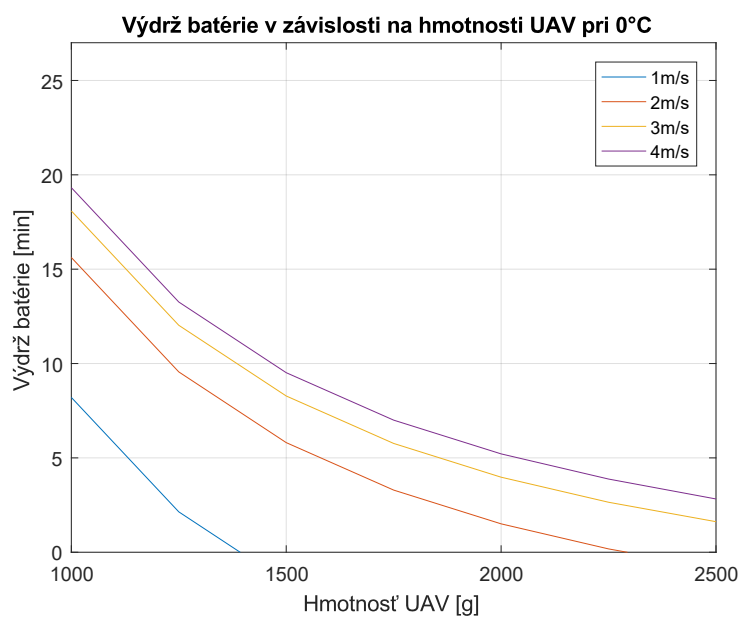
Obr. 2.16: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 15 °C a hmotnosti UAV 1583 g.



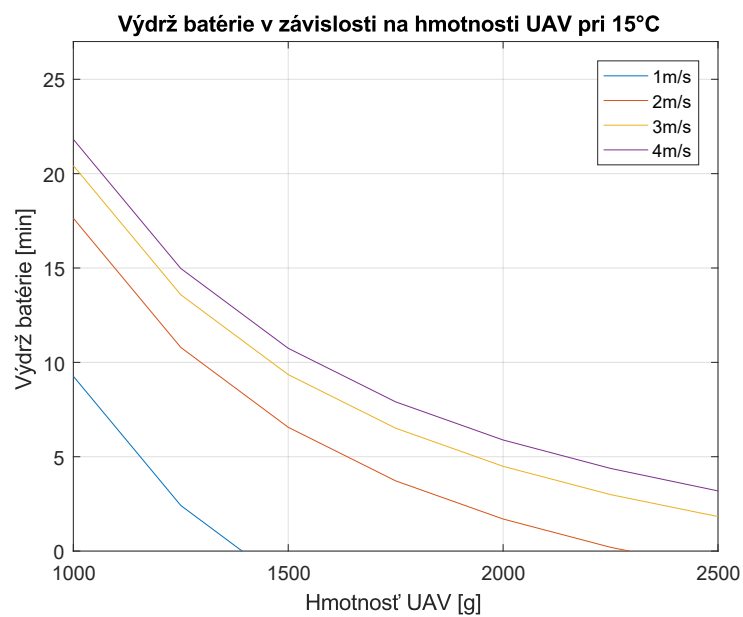
Obr. 2.17: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 25 °C hmotnosti UAV 1583 g.

Scenár s meniacou sa hmotnosťou UAV

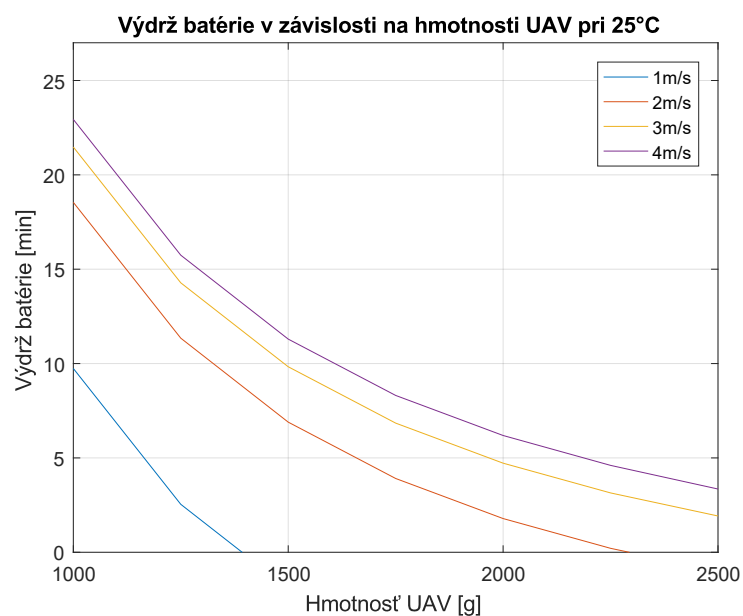
Pre tento scenár boli zvolené nasledovné hodnoty: používa sa akumulátor s kapacitou 4000 mAh, v grafe sú vyobrazené 4 farebné krivky, ktoré predstavujú rýchlosť pohybu UAV, tie sme zvolili 1 m/s, 2 m/s, 3 m/s a 4 m/s. Každý obrázok predstavuje jednu teplotu prostredia a to konkrétne 0 °C, 15 °C a 25 °C. Užívateľ zadáva výšku a vzdialenosť, ktorú má UAV prekonať, v našom prípade je to 5 m a 1000 m. Výsledné grafy odpovedajú časovým závislostiam na hmotnosti UAV, ktorá je naškálovaná od 1000 g do 2000 g.



Obr. 2.18: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 0 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.



Obr. 2.19: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 15 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.



Obr. 2.20: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na hmotnosti UAV, pre 4 rôzne rýchlosti, vo výške 5 m, pri teplote prostredia 25 °C a prekonanej vzdialenosti 1000 m.

2.3.2 Výsledky reálnych letových testov

Po zostrojení UAV, dokončení všetkých ladení sme boli schopní realizovať reálne letové testy pre porovnanie s matematickým modelom. Najdôležitejším údajom bola pre nás výsledná doba vznášania na jednom mieste po prekonaní určitej vzdialenosti. Boli vykonané dokopy 4 scenáre. Pri každom bola výška letu 5 m a teplota vonkajšieho prostredia 18 °C. Ostatné údaje sú uvedené v tabuľke 2.3. Všetky testy boli ukončené akonáhle klesla kapacita batérie pod 50%. Toto opatrenie sme sa rozhodli zaviesť z bezpečnostných dôvodov, aby sme sa vyhli prípadnému neočakávanému pádu a poškodeniu UAV. Nakoľko sme nemali k dispozícii tak dlhú plochu, aby sme mali počas celej doby letu nepretržitú viditeľnosť na UAV, lety boli realizované na úseku, ktorý je dlhý 50 m. To znamená, že pri scenári s dĺžkou 205 m resp. 197 m a 557 m prešiel UAV tento spomínaný úsek štyrikrát resp. osemkrát a jedenásťkrát a až potom sa následne sledovala doba vznášania. Vzdialenosť, ktorá bola pri testoch prekonaná sa vykonala iba raz to znamená, že akonáhle klesla kapacita batérie pod 50% UAV pristál priamo pod miesto vznášania sa a nevracal sa na miesto odkiaľ štartoval.

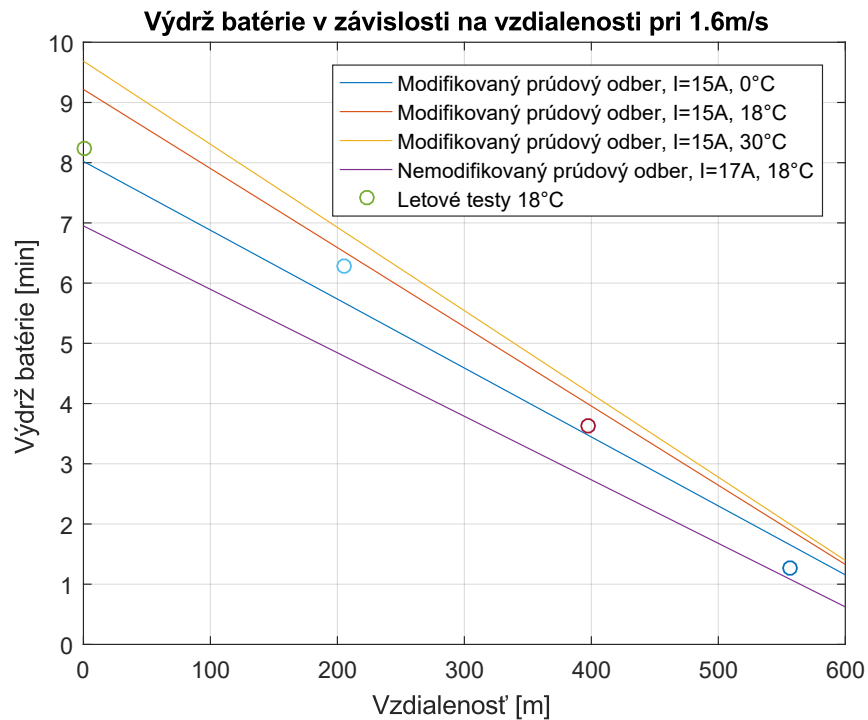
Tab. 2.3: Hodnoty reálnych letových testov

Vzdialenosť	Čas vznášania sa	Priemerná rýchlosť UAV
[m]	[min]	[m/s]
0	8,25	—
205	6,27	1,66
397	3,63	1,66
557	1,27	1,53

2.3.3 Porovnanie výsledkov meraní letových testov a teoretických výstupov z matematického modelu

Jedným z cieľov práce bolo práve porovnanie teoretických výpočtov s výsledkami reálnych letových testov s vytvoreným UAV. K tomuto účelu bol skript modifikovaný tak aby v ňom boli vykreslené konkrétne hodnoty, ktoré sme namerali. Tie sú zobrazené ako body na grafe. Tieto body sú následne porovnávané s krivkami, ktoré vznikli zadaním konkrétnych hodnôt do skriptu, ktoré boli v čase merania aktuálne. Tým sa myslí teplota vonkajšieho prostredia 18 °C, priemerná rýchlosť pohybu UAV približne 1,6 m/s, hmotnosť UAV 1583 g, výška vznášania 5 m a preletená vzdialenosť 0 m, 205 m, 397 m a 557 m. Pri letových testoch sa z bezpečnostných dôvodov meralo iba dovtedy, kým batéria klesla pod 50 %. Tomuto bol prispôsobený aj skript,

ktorý takisto počítal iba s polovičnou kapacitou akumulátora. Obr. 2.21 porovnáva vypočítané hodnoty s nameranými. Prvé tri krivky sú vypočítané hodnoty, pri ktorých bola v skripte modifikovaná hodnota prúdového odberu podľa logov, ktoré vyšli z letových testov. Štvrtá krivka zobrazuje hodnoty, pri ktorých nebol modifikovaný prúdový odber a jeho hodnoty vychádzajú z tab.2.1. Namerané hodnoty sú realizované ako jednotlivé body. Je vidieť, že po modifikácii prúdového odberu a teplote 18 °C majú hodnoty namerané a vypočítané len veľmi miernu odchýlku pri teplote.



Obr. 2.21: Časová závislosť výdrže batérie pri vznášaní sa UAV na prekonanej vzdialenosti, ktorá navyše porovnáva teoretické výpočty s výsledkami letových testov bez aj s modifikáciou prúdového odberu na hodnotu 15 A, pre tri rôzne hodnoty teploty prostredia, výškou 5 m a hmotnosťou UAV 1583 g a priemernou rýchlosťou pohybu UAV 1,6 m/s.

3 Záver

Hlavným cieľom práce bolo zostrojenie lietajúcej platformy pre účely testovania výdrže UAV na batériu. Tá je schopná automatizovaného letu. S tým je spojené vytvorenie matematického modelu. Ten vypočíta čas vznášania UAV v závislosti na určitých podmienkach ako je teplota vonkajšieho prostredia, rýchlosť a hmotnosť UAV či prekonaná vzdialenosť. Pre tento účel bol vybraný Matlab. Následne sú vypočítané výsledky porovnané s výsledkami meraní, ktoré boli realizované vyššie spomínanou skonštruovanou lietajúcou platformou.

Teoretická časť práce sa sústredila najmä na získanie základných poznatkov o lietajúcich platformách, ich využití v priemysle. Boli nadobudnuté informácie o rôznych konštrukciách multikoptér, s čím je spojená aj rozmanitosť využitia. Ďalej sa zisťovalo aké súčiastky budú najvhodnejšie pre testovací model. Veľká časť teoretickej časti sa zameriavala na akumulátory používané v multikoptéroch, ich typy a spôsoby ako čo najlepšie využiť ponúkanú kapacitu akumulátoru.

Praktická časť zahŕňa popis a dôvody pre výber konkrétnych súčiastok aj s priloženými fotografiami. Podrobnejšie je v nej popísaný princíp nášho matematického modelu. Sú v nej graficky znázornené jednotlivé fázy letu s popisom vonkajších síl, ktoré sú neskôr vyjadrené pohybovými rovnicami. Rovnice principiálne vychádzajú z druhého Newtonovho zákona.

Následne po zohľadnení všetkých podmienok letu a spočítaní potrebných hodnôt, sú výsledky vynesené do grafov závislosti. Tie ukazujú konečnú dobu vznášania sa UAV, v rôznych teplotách a pri rôznej rýchlosti pohybu. Výsledky preukázali, že letieť pri rýchlosti 4 m/s je efektívnejšie ako pri 1 m/s . Dôvodom je rýchlejšie dosiahnutie výšky a vzdialenosti, ktorú musí UAV prekonať. Táto skutočnosť bola dokázaná aj pri súvisiacej výskumnej činnosti, kde sa na to odkazovalo v niekoľkých publikáciách. Rozdiel doby vistenia UAV pri scenári s meniacou sa teplotou činil pri 0°C a 25°C približne 4 minúty. Najväčší dopad pomalého letu na dobu vistenia sa vyskytol pri scenároch s meniacou sa hmotnosťou UAV. Kde pri simulovanej hmotnosti UAV 1000 g a preletených 1000 m je rozdiel asi 13 minút.

Zoznam symbolov, veličín a skratiek

a	Zrýchlenie UAV
A	Ampér
C	Vybíjací prúd
c_D	Koeficient odporu
CCW	Counterclockwise
CW	Clockwise
COW	Cell Of Wings
°C	Stupeň Celzia
F_G	Tiažová sila
F_T	Ťahová sila motorov
F_{T_h}	Ťahová sila motorov v horizontálnom smere
F_{T_v}	Ťahová sila motorov vo vertikálnom smere
F_{vzduch}	Sila odporu vzduchu
FET	Field-effect transistor
FPU	Floating-point unit
g	Gram
g	Gravitačné zrýchlenie
GHz	Gigahertz
GPS	Global Positioning System
HD	High-definition
KB	Kilobajt
Kv	Počet otáčok motora na jeden Volt
Li-Ion	Lítium-ión
Li-Pol	Lítium-polymér
m	Meter
m	Skutočná hmotnosť UAV
mAh	Miliampérhodina
MPU	Memory protection unit
m/s	Meter za sekundu
RAM	Random Access Memory
RC	Remote controlled
RPAS	Remotely Piloted Aircraft Vehicle
ρ	Hustota vzduchu na meter štvorcový
S	Plocha UAV
SW	Software
T	Hmotnosť UAV počas letu
UAS	Unmanned Aerial System

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
v	Rýchlost UAV
V	Volt

Literatúra

- [1] “Drone (unmanned aerial vehicle, UAV),” United States, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://internetofthingsagenda.techtarget.com/definition/drone>
- [2] “What is a drone?” United States, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://www.space.com/29544-what-is-a-drone.html>
- [3] A. Fotouhi, M. Ding, and M. Hassan, “Understanding autonomous drone maneuverability for internet of things applications,” in *2017 IEEE 18th International Symposium on A World of Wireless, Mobile and Multimedia Networks (WoWMoM)*. IEEE, 2017, pp. 1–6.
- [4] Y. Chen, D. Baek, A. Bocca, A. Macii, E. Macii, and M. Poncino, “A case for a battery-aware model of drone energy consumption,” in *2018 IEEE International Telecommunications Energy Conference (INTELEC)*. IEEE, 2018, pp. 1–8.
- [5] C. Di Franco and G. Buttazzo, “Energy-aware coverage path planning of uavs,” in *2015 IEEE International Conference on Autonomous Robot Systems and Competitions*. IEEE, 2015, pp. 111–117.
- [6] K. Maekawa, S. Negoro, I. Taniguchi, and H. Tomiyama, “Power measurement and modeling of quadcopters on horizontal flight,” in *2017 Fifth International Symposium on Computing and Networking (CANDAR)*. IEEE, 2017, pp. 326–329.
- [7] S. J. Kim, G. J. Lim, and J. Cho, “Drone flight scheduling under uncertainty on battery duration and air temperature,” *Computers & Industrial Engineering*, vol. 117, pp. 291–302, 2018.
- [8] L. Corral, I. Fronza, N. Ioini, and A. Ibershimi, “Towards optimization of energy consumption of drones with software-based flight analysis,” *Knowledge Systems Institute Graduate School: Skokie, IL, USA*, 2016.
- [9] L. Corral, I. Fronza, N. El Ioini, and A. Ibershimi, “A measurement tool to track drones battery consumption during flights,” in *International Conference on Mobile Web and Information Systems*. Springer, 2016, pp. 334–344.
- [10] J. Walker, “Industrial Uses of Drones,” San Francisco, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://www.techemergence.com/industrial-uses-of-drones-applications/>
- [11] J. Sládek, *Drony a ich využitie v geovednom výskume*. Bratislava: Univerzita Komenského v Bratislave, Prírodovedecká fakulta, 2015. [Online]. Dostupné z: <http://www.fyzickageografia.sk/geovedy/texty/sladek15.pdf>

- [12] P. Mišák, “Čo je to dron,” Česká republika, 2015. [Online]. Dostupné z: <https://www.droni.cz/co-je-to-dron/>
- [13] “Jak vybrat dron,” Česká republika, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://www.covybrat.cz/nejlepsi-dron/>
- [14] J. Košťál, “Dron,” Pardubice, 2015.
- [15] P. Srnský, “Možnosti využití dronů v oblasti 3D modelování objektů,” Zlín, 2017.
- [16] J. A. Novák, “Proč a jak to létá,” Česká republika, 2016. [Online]. Dostupné z: <http://www.droneweb.cz/konstrukce/item/42-kvadrokoptyera-rizeni>
- [17] A. Géner, “Potenciál využitia dronov v priemysle,” Slovenská republika, 2018. [Online]. Dostupné z: https://www.atpjournals.sk/rubriky/prehladove-clanky/potencial-vyuzitia-dronov-v-priemysle.html?page_id=25536
- [18] GetFPV, “FPV Drone Flight Controller,” United States, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://www.getfpv.com/learn/new-to-fpv/all-about-multirotor-fpv-drone-flight-controller/>
- [19] P. Jurčák, “Zařízení pro monitorování obtížně dostupných prostor,” Zlín, 2015.
- [20] D. Čerovský, “Využití dronů v praxi v rámci IZS,” Zlín, 2017.
- [21] R. Čorba, “Realizace létajícího prostředku,” Plzeň, 2015.
- [22] “Baterie,” Česká republika, 2018. [Online]. Dostupné z: <https://www.covybrat.cz/nejlepsi-dron/#baterie>
- [23] J. A. Novák, “Akumulátory: trocha teorie nikoho nezabije,” Česká republika, 2017. [Online]. Dostupné z: <http://www.droneweb.cz/akumulatory/item/107-akumulatory-lithium-lipol>
- [24] P. Minařík, “6 tipů jak prodloužit dobu letu vaší kvadrokopty,” Česká republika, 2016. [Online]. Dostupné z: <http://www.droncentrum.cz/6-tipu-jak-prodlouzit-dobu-letu-vasi-kvadrokopty/>
- [25] J. A. Novák, “Je zima; létat nebo nelétat?” Česká republika, 2017. [Online]. Dostupné z: <http://www.droneweb.cz/zaciname/item/111-drony-zima>
- [26] “MRo Pixhawk Flight Controller,” United States, 2018. [Online]. Dostupné z: https://docs.px4.io/en/flight_controller/mro_pixhawk.html

- [27] “Pixhawk series,” United States, 2018. [Online]. Dostupné z: https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk_series.html
- [28] D. Halliday, R. Resnick, and J. Walker, *Fyzika*. Brno: VUTIUM, 2000. [Online]. Dostupné z: https://is.muni.cz/el/1441/jaro2015/UPV_0018/um/HRW_-_KompletniElektronickaVerze.pdf
- [29] “Study on the aerodynamic behavior of a uav with an applied seeder for agricultural practices,” *AIP Conference Proceedings*, p. 14, 2017. [Online]. Dostupné z: <https://aip.scitation.org/doi/pdf/10.1063/1.4981989>
- [30] “The drag coefficient,” USA, 2015. [Online]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/dragco.html>

A Výpis kódu v prostředí Matlab

A.1 Testovanie výdrže batérie UAV

```
1 vys = input('Zadaj vysku v metroch: ');
2 vzd = input('Zadaj vzdialenost v metroch: ');
3
4 % prealokacia
5 a_max_vys=zeros(4,1);
6 a_max_vzd=zeros(4,1);
7 a_vys=cell(1,1);
8 a_vzd=cell(1,1);
9 F_vys_a=cell(1,1);
10 m_vys_a=cell(1,1);
11 m_vys_1_a=cell(1,1);
12 F_vys_b=cell(1,1);
13 m_vys_b=cell(1,1);
14 m_vys_1_b=cell(1,1);
15
16 F_vzd_a=cell(1,1);
17 F_vzd_h_a=cell(1,1);
18 m_vzd_a=cell(1,1);
19 m_vzd_1_a=cell(1,1);
20 F_vzd_b=cell(1,1);
21 F_vzd_h_b=cell(1,1);
22 m_vzd_b=cell(1,1);
23 m_vzd_1_b=cell(1,1);
24
25 F_kl_a=cell(1,1);
26 m_kl_a=cell(1,1);
27 m_kl_1_a=cell(1,1);
28 F_kl_b=cell(1,1);
29 m_kl_b=cell(1,1);
30 m_kl_1_b=cell(1,1);
31
32 t_vys_a=zeros(4,1);
33 t_vzd_a=zeros(4,1);
34 t_kl_a=zeros(4,1);
35
```

```

36 t1_s=zeros(4,1);
37 t2_s=zeros(4,1);
38 t1_l=zeros(4,1);
39 t2_l=zeros(4,1);
40 t1_kl=zeros(4,1);
41 t2_kl=zeros(4,1);
42
43
44 I_1_vys_a=cell(1,1);
45 I_vys_a=cell(1,1);
46 I_1_vys_b=cell(1,1);
47 I_vys_b=cell(1,1);
48 I_1_vzd_a=cell(1,1);
49 I_vzd_a=cell(1,1);
50 I_1_vzd_b=cell(1,1);
51 I_vzd_b=cell(1,1);
52 I_1_kl_a=cell(1,1);
53 I_kl_a=cell(1,1);
54 I_1_kl_b=cell(1,1);
55 I_kl_b=cell(1,1);
56
57
58 C_vystup=zeros(4,1);
59 C_let=zeros(4,1);
60 C_klesanie=zeros(4,1);
61 C_nova=zeros(4,1);
62 C_nova2=cell(1,1);
63 Cas2=cell(1,1);
64
65 t1_s=cell(1,1);
66 t2_s=cell(1,1);
67 t1_l=cell(1,1);
68 t2_l=cell(1,1);
69 t1_kl=cell(1,1);
70 t2_kl=cell(1,1);
71
72 j=0;
73
74 for v_d = 1:1:4

```

```

75         j = j+1;
76         p_m = 4;    %pocet motorov
77         min = 60;    %pocet sekund za minutu
78         S = 0.052572;    %plocha UAV
79         g = 9.81;    %gravitacne zrychlenie
80         cd_v = 0.09;    %koeficient odporu vo vertikálnom
                        smere
81         cd_h = 0.05;    %koeficient odporu v horizontálnom smere
82         Ro = 1.225;    %hustota vzduchu na jeden meter
                        stvorcovy
83         p = 100;    %100%
84         C = 240;    %kapacita baterie v amperminutach
85         m = 1000;    %hmotnost UAV v gramoch
86         max_m = 0.72;    %maximalny tah jedneho motora v gramoch
87         a =(p_m*max_m*g-(m/1000)*g-(Ro/2)*cd_v*S*(v_d)^2)/(m
                        /1000); %maximalne zrychlenie motorov pri vahe 720g
                        na jeden motor
88
89         t1_s{j} = 0:0.01:(v_d/a);    %cas, za ktorý sa UAV
                        dostane na požadovanu rýchlosť počas stupania
90         t2_s{j} = 0:0.01:(vys/v_d - t1_s{j}(end));    %cas, ktorý
                        je potrebný na vystupanie do zadanej výšky s
                        požadovanou rýchlosťou počas stupania
91
92         t1_l{j} = 0:0.01:(v_d/a);    %cas, za ktorý sa UAV
                        dostane na požadovanu rýchlosť počas letu
93         t2_l{j} = 0:0.01:(vzd/v_d - t1_l{j}(end));    %cas, ktorý
                        je potrebný na prekonanie zadanej vzdialenosti s
                        požadovanou rýchlosťou počas letu
94
95         t1_kl{j} = 0:0.01:(v_d/a);    %cas, za ktorý sa UAV
                        dostane na požadovanu rýchlosť počas klesania
96         t2_kl{j} = 0:0.01:(vys/v_d - t1_kl{j}(end));    %cas,
                        ktorý je potrebný na pristátie zo zadanej výšky s
                        požadovanou rýchlosťou počas klesania
97
98         F_vys_a{j} = ((m/1000)*a+(m/1000)*g+(Ro/2)*cd_v*S*(a*
                        t1_s{j}).^2);    %tahova sila UAV pri zrychľovaní na
                        požadovanu rýchlosť počas stupania

```



```

99 F_vys_b{j} = ((m/1000)*g+(Ro/2)*cd_v*S*(v_d)^2)*ones(1,
    length(t2_s{j})); %tahova sila UAV pri pohybe s
    konstantnou rychlostou pocas stupania a vyrobenie
    vektora so samymi jednotkami o dlzke t2_s
100
101 m_vys_a{j} = F_vys_a{j}/g; %hmotnost UAV pri
    zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas stupania
102 m_vys_b{j} = F_vys_b{j}/g; %hmotnost UAV pri pohybe s
    konstantnou rychlostou pocas stupania
103
104 m_vys_1_a{j}= m_vys_a{j}/p_m; %hmotnost na jeden motor
    pri zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas
    stupania
105 m_vys_1_b{j}= m_vys_b{j}/p_m; %hmotnost na jeden motor
    pri pohybe s konstantnou rychlostou pocas stupania
106
107 F_vzd_h_a{j} = ((m/1000)*a+(Ro/2)*S*cd_h*(a*t1_1{j}).^2)
    ; %tahova sila UAV pri zrychlovani na pozadovanu
    rychlost pocas pohybu v horizontalnom smere
108 F_vzd_h_b{j} = ((Ro/2)*S*cd_h*v_d^2)*ones(1,length(t2_1{
    j})); %tahova sila UAV pri pohybe s konstantnou
    rychlostou pocas pohybu v horizontalnom smere a
    vyrobenie vektora so samymi jednotkami o dlzke t2_1
109 F_vzd_v = (m/1000)*g; %tahova sila UAV pri pohybe vo
    vertikálnom smere
110
111 F_vzd_a{j} = sqrt((F_vzd_v).^2 + (F_vzd_h_a{j}).^2);
    %vysledna tahova sila UAV pri zrychlovani na
    pozadovanu rychlost pocas letu
112 F_vzd_b{j} = sqrt((F_vzd_v).^2 + (F_vzd_h_b{j}).^2);
    %vysledna tahova sila UAV pri pohybe s konstantnou
    rychlostou pocas letu
113
114 m_vzd_a{j} = F_vzd_a{j}/g; %hmotnost UAV pri
    zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas letu
115 m_vzd_b{j} = F_vzd_b{j}/g; %hmotnost UAV pri pohybe s
    konstantnou rychlostou pocas letu
116

```

```

117 m_vzd_1_a{j}= m_vzd_a{j}/p_m;    %hmotnost na jeden motor
    pri zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas letu
118 m_vzd_1_b{j}= m_vzd_b{j}/p_m;    %hmotnost na jeden motor
    pri pohybe s konstantnou rychlostou pocas letu
119
120 %Sila je na malu chvilu zaporna z dovodu ze motory musia
    zrychlit na
121 %pozadovanu rychlost a potom ju len udrzuju , pretoze
    volnym padom by
122 %dosiahol pozadovanu rychlost v case t=v_d/g
123
124 F_kl_a{j} = ((m/1000)*g-(m/1000)*a-(Ro/2)*cd_v*S*(a*
    t1_kl{j}).^2); %tahova sila UAV pri zrychlovani na
    pozadovanu rychlost pocas klesania
125 F_kl_b{j} = ((m/1000)*g-(Ro/2)*cd_v*S*v_d^2)*ones(1,
    length(t2_kl{j})); %tahova sila UAV pri pohybe s
    konstantnou rychlostou pocas klesania a vyrobenie
    vektora so samymi jednotkami o dlzke t2_kl
126
127 m_kl_a{j} = abs(F_kl_a{j})/g;    %hmotnost UAV pri
    zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas klesania
128 m_kl_b{j} = abs(F_kl_b{j})/g;    %hmotnost UAV pri pohybe
    s konstantnou rychlostou pocas klesania
129
130 m_kl_1_a{j} = m_kl_a{j}/p_m;    %hmotnost na jeden motor
    pri zrychlovani na pozadovanu rychlost pocas
    klesania
131 m_kl_1_b{j} = m_kl_b{j}/p_m;    %hmotnost na jeden motor
    pri pohybe s konstantnou rychlostou pocas klesania
132
133 m_1 = m/p_m;    %celkova hmotnost podelena poctom
    motorov
134 I_1 = 0.0012 * (m_1^1.3685);    %urcenie prudoveho
    odberu jedneho motora v zavislosti na hmotnosti
135 I=I_1*p_m; %urcenie prudoveho odberu celeho UAV
136 T = linspace(-10,25,100);    %naskalovanie vonkajsej
    teploty prostredia
137 C_p = 0.8814 + 0.0091*T - 0.0001 * T.^2;    %urcenie
    straty kapacity na vonkajsej teplote prostredia

```

```

v percentach
138
139 I_1_vys_a{j} = 0.0012 * ((m_vys_1_a{j}*1000)
    .^1.3685); %prudovy odber jedneho motora pri
    zrychlovani pocas stupania
140 I_1_vys_b{j} = 0.0012 * ((m_vys_1_b{j}*1000)
    .^1.3685); %prudovy odber jedneho motora pri
    pohybe konstantnou rychlostou pocas stupania
141
142 I_vys_a{j} = I_1_vys_a{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri zrychlovani pocas stupania
143 I_vys_b{j} = I_1_vys_b{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri pohybe konstantnou rychlostou
    pocas stupania
144
145 I_1_vzd_a{j} = 0.0012 * ((m_vzd_1_a{j}*1000)
    .^1.3685); %prudovy odber jedneho motora pri
    zrychlovani pocas letu
146 I_1_vzd_b{j} = 0.0012 * ((m_vzd_1_b{j}*1000)
    .^1.3685); %prudovy odber jedneho motora pri
    pohybe konstantnou rychlostou pocas letu
147
148 I_vzd_a{j} = I_1_vzd_a{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri zrychlovani pocas letu
149 I_vzd_b{j} = I_1_vzd_b{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri pohybe konstantnou rychlostou
    pocas letu
150
151 I_1_kl_a{j} = 0.0012 * ((m_kl_1_a{j}*1000).^1.3685);
    %prudovy odber jedneho motora pri zrychlovani
    pocas klesania
152 I_1_kl_b{j} = 0.0012 * ((m_kl_1_b{j}*1000).^1.3685);
    %prudovy odber jedneho motora pri pohybe
    konstantnou rychlostou pocas klesania
153
154 I_kl_a{j} = I_1_kl_a{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri zrychlovani pocas klesania
155 I_kl_b{j} = I_1_kl_b{j}*p_m; %prudovy odber
    celeho UAV pri pohybe konstantnou rychlostou

```

```

156         pocas klesania
157     % lichobeznikova metoda integrovania , integrujeme prud
158     % podla casu
159     C_vystup(j)=trapz(t1_s{j},I_vys_a{j})/min+trapz(t2_s
160     {j},I_vys_b{j})/min;
161     C_let(j)=trapz(t1_l{j},I_vzd_a{j})/min+trapz(t2_l{j}
162     {j},I_vzd_b{j})/min;
163     C_klesanie(j)=trapz(t1_kl{j},I_kl_a{j})/min+trapz(
164     t2_kl{j},I_kl_b{j})/min;
165
166     C_nova(j) = C - (C_vystup(j) + C_let(j) + C_klesanie
167     (j)); %odcitanie straty kapacit pocas manevrov od
168     % maximalnej kapacity akumulatora
169     C_nova2{j} = C_nova(j)-C_nova(j)*(1-C_p); %urcenie
170     % vyslednej kapacity v zavislosti na teplote
171     % prostredia , ktora sa vyuzije pri viseni UAV
172
173     Cas2{j} = (C_nova2{j}./I);
174 end
175 figure()
176 plot(T,Cas2{1}, 'r')
177 hold on
178 plot(T,Cas2{2}, 'g')
179 plot(T,Cas2{3}, 'b')
180 plot(T,Cas2{4}, 'k')
181 xlabel('Teplota v stupnoch Celzia')
182 ylabel('Vydrz baterie v minutach')
183 title('Vydrz baterie v zavislosti na teplote')
184 legend('1m/s', '2m/s', '3m/s', '4m/s')
185 grid on;

```